Волжин А.Н., Сизов Ю.Г.

Борьба с самонаводящимися ракетами

Воениздат
1983

Список сокращений, принятых в книге

АРК — авиационный ракетный комплекс
АРЦ — аппаратура разведки и целеуказания
ГОН — генератор опорных напряжений
ГСН — головка самонаведения
ДНА — диаграмма направленности антенны
ЗРК — зенитный ракетный комплекс
ЗУР — зенитная управляемая ракета
ИК — инфракрасный
КВ — коротковолновый
КС — комплекс самонаведения
ЛО — ложный объект
МФ — многофункциональный
НИОКР — научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы
ОС — объект сопровождения
ПР — противорадиолокационный
ПРР — противорадиолокационная ракета
РЛ — радиолокационный
РЛС — радиолокационная станция
РСН — равносигнальное направление
СНР — самонаводящаяся ракета
УКВ — ультракоротковолновый
ФАР — фазированная антенная решетка
ЭОП — эффективная отражающая площадь
ЭПР — эффективная площадь рассеяния

ВВЕДЕНИЕ

История развития военной техники показывает, что появление новых средств нападения приводит к необходимости создания средств борьбы с ними. В древности для защиты от копья и меча появился щит. Широкое оснащение войск скорострельным стрелковым оружием, особенно пулеметами, привело к созданию танков. Совершенствование средств нападения вызывает усложнение средств борьбы с ними.

В годы второй мировой войны появились управляемые ракеты. В Германии были разработаны баллистические ракеты класса «поверхность — поверхность», несколько типов управляемых радиокомандами ракет классов «поверхность — воздух» и «воздух — воздух». В США были созданы авиационные ракеты с радиокомандными и телевизионными системами управления. Были разработаны головки самонаведения, которыми оснащались торпеды (в Германии) и авиационные бомбы (в США).

В послевоенный период управляемое ракетное оружие бурно развивается, причем темпы развития его непрерывно нарастают. Совершенствуются все методы управления: автономное, телеуправление, самонаведение, комбинированное. В пятилетнем плане развития вооруженных сил США разработка новых и совершенствование существующих ракетных систем признается первостепенной задачей По мнению представителей министерства обороны США, следующие причины заставляют уделять особое внимание авиационному ракетному вооружению:

усложнение самолетов-истребителей подняло их стоимость до 25 млн. долларов за один серийный экземпляр, дальнейшее удорожание приведет к нецелесообразности их закупки, поэтому необходимо создавать более простые и менее дорогие самолеты, а их эффективность поднимать за счет оснащения управляемыми ракетами с высокими характеристиками;

создание сильной системы ПВО и совершенных ракет класса «воздух — воздух»;

борьбы производилась экспериментально. До принятия прибора на вооружение торпедами Т-5 было потоплено несколько эсминцев. Однако не было случая, чтобы судно с защитным прибором было поражено этой торпедой. В результате командование немецкого подводного флота было разочаровано малой эффективностью нового оружия и быстротой принятия мер борьбы против него.

На современном этапе вместе с развитием самонаводящегося оружия совершенствуются и средства борьбы с ним.

По сообщениям иностранной печати, при боевых действиях на Ближнем Востоке в 1973 г. арабы успешно использовали зенитные ракеты с головками самонаведения. Высокая эффективность зенитных ракет объяснялась неподготовленностью авиации Израиля к борьбе с ними. В частности, на самолетах отсутствовали приемники, реагирующие на сигналы подсвета, аппаратура определения момента старта зенитных ракет, необходимые средства помех. Изменение тактики действия самолетов, применение радиопередатчиков помех на вертолетах, сбрасывание дипольных отражателей и горящих трассеров позволило существенно сократить потери авиации. Зарубежные специалисты считают, что наибольший защитный эффект проявляется при комплексном применении различных средств и методов противодействия.

США взяли курс на дальнейшее наращивание вооружений. Объявленная ими «стратегическая программа» предусматривает создание и широкое развитие новейших систем оружия. Прикрываясь разглагольствованиями о «советской военной угрозе», пентагоновские стратеги любое научно-техническое достижение, которое может и должно служить интересам человечества, стремятся использовать в целях создания смертоносного оружия.

Коммунистическая партия и Советское правительство реально оценивают международное положение и постоянно заботятся об обеспечении надежной безопасности нашей страны, ее союзников и друзей. При этом партия и правительство руководствуются известным указанием В. И. Ленина о том, что «наши шаги к миру мы должны сопровождать напряжением всей нашей военной готовности, безусловно не разоружая нашей армии. Наша армия является реальной гарантией того, что ни малейших попыток, ни малейших посягательств империалистические державы делать не будут...» [1].

[1] Ленин В. И. Полн. собр. соч., т. 40, с. 248.

1. ПРИНЦИПЫ И МЕТОДЫ САМОНАВЕДЕНИЯ

1.1. ОСОБЕННОСТИ САМОНАВЕДЕНИЯ

Управление ракетой производится аппаратурой, которая обеспечивает наведение ее на цель. В зависимости от характера этой аппаратуры, места ее размещения, особенности энергетического контакта с целью различают четыре метода управления: телеуправление, автономное, самонаведение и смешанное, или комбинированное.

При **телеуправлении** команды управления формируются на пункте управления, находящемся за пределами ракеты. С этого пункта осуществляется контроль за положением ракеты и цели, измеряются их текущие координаты, определяется степень отклонения управляемой ракеты от расчетной траектории, вырабатываются команды для ликвидации этих отклонений и осуществляется передача команд по каналу управления. Последний формируется с помощью различных линий связи: радио, оптических, проводных и других. Для осуществления телеуправления часть аппаратуры располагается на ракете (исполнительный блок), часть — на пункте управления (блок измерения, выработки и передачи команд).

При **автономном управлении** полет ракеты осуществляется по заранее рассчитанной траектории. Аппаратура управления располагается на борту ракеты. Различают две разновидности автономного управления.

В первой заранее рассчитываются законы изменения параметров движения (скорость, курс и др.) и вводятся в виде программы в систему управления. Текущие значения параметров измеряются специальными датчиками и сравниваются с расчетными. Система управления ликвидирует рассогласование между ними. Это программное управление.

Во второй разновидности на ракете устанавливается аппаратура, способная определять ее положение в пространстве. Это может быть чисто инерциальная аппаратура, инерциальная с коррекцией по земным или небесным

ориентирам. Полученные значения координат вводятся в бортовой вычислитель, который вырабатывает управляющие сигналы для полета ракеты в заданную точку.

Управление ракетой при **самонаведении** производится с помощью головки самонаведения (ГСН), принимающей энергию от цели. ГСН располагается на ракете. Она определяет положение цели относительно ракеты и вырабатывает необходимые сигналы управления.

Смешанное управление использует два или три вышеуказанных метода в различных комбинациях.

Таким образом, при телеуправлении осуществляется энергетический контакт между управляемой ракетой и управляющим объектом (пунктом управления), при самонаведении — между управляемой ракетой и целью. При автономном управлении энергетический контакт управляемой ракеты ни с целью, ни с пунктом управления не существует.

Основной характеристикой эффективности управления является точность наведения управляемой ракеты. Строгая оценка точности весьма трудоемка и, как правило, требует моделирования процесса управления хотя бы на конечном участке полета, где, в сущности, и формируется промах. Если бы полет ракеты происходил без отклонения от заранее рассчитанной траектории, она попадала бы точно в заданную точку. Реально во время полета на ракету действуют различные возмущения. К ним относятся изменение положения цели или параметров ее движения и воздействие среды (изменение температуры, скорости и направления ветра).

Система управления вырабатывает команды, чтобы корректировать полет ракеты, компенсировать действующие на нее возмущения. Естественно, что корректировка производится с какими-то ошибками. Основными источниками ошибок являются инерционность системы управления, ограниченные маневренные возможности ракеты, приборные ошибки. Влияние первых двух причин мало зависит от метода управления. Здесь необходимо заметить, что при анализе точности самонаведения в ряде источников используется термин «мертвая зона», под которой понимается минимальное расстояние между самонаводящейся ракетой (СНР) и целью, при котором управление прекращается. Иногда считают, что управление прекращается из-за «ослепления» ГСН, прекращения выработки ею управляющих сигналов. Однако большинство типов ГСН

выдает управляющие сигналы до встречи с целью, а отработка их не успевает производиться из-за инерционности ракеты. С учетом этого утверждается, что на величину «мертвой зоны» метод управления не влияет. Поэтому сравнение точностных характеристик различных методов можно произвести по приборным ошибкам. Если угловая величина приборной ошибки $\Delta\varphi$, то на расстоянии L от ракеты до объекта, с которым осуществляется энергетический контакт, промах $h = L\Delta\varphi$. При самонаведении расстояние L непрерывно уменьшается, при телеуправлении — возрастает. Поэтому, хотя величина приборной ошибки при самонаведении может быть большей, чем при других методах управления, на больших дальностях полета наибольшие точности обеспечиваются у самонаводящихся ракет. В связи с этим в зарубежных ракетах со смешанным управлением на конечном участке полета применяется самонаведение.

Энергетический контакт с целью при самонаведении осуществляется с помощью ГСН. Она принимает энергию, излучаемую или отраженную целью. В зависимости от местоположения источника энергии различают три типа самонаведения: пассивное, активное и полуактивное. При пассивном самонаведении источник энергии совмещен с целью, при активном — находится на ракете и облучает цель, при полуактивном он входит в состав наземного или бортового (на корабле или самолете) оборудования ракетного комплекса и не совмещается ни с ракетой, ни с целью.

Пассивное самонаведение не требует создания специальных источников энергии. Поэтому аппаратура существенно упрощается. Пассивный характер делает комплекс самонаведения наиболее скрытным, и поэтому затрудняется противодействие ему. СНР после пуска полностью автономна, что создает хорошие предпосылки для создания многоканальной системы наведения.

Ракета с активным самонаведением после пуска автономна. Однако наличие источника энергии на борту ракеты приводит к ее существенному усложнению и упрощает ее обнаружение.

При полуактивном самонаведении ГСН почти так же проста, как при пассивном. Однако требуется сопровождение цели в процессе всего полета ракеты. Это приводит к бо́льшим трудностям обеспечения многоканальности, чем при пассивном и активном самонаведении. Кроме того, легко разведуется местоположение аппаратуры обеспечения.

1.2. Цель как источник излучения

При всех типах систем самонаведения цель является источником энергии, которую принимает ГСН. При активном и полуактивном самонаведении цель представляет собой источник вторичного излучения и характеризуется отражательными свойствами. Широкое использование пассивных систем наведения основано на том, что практически любой военный объект сам излучает энергию. Рассмотрим этот вопрос подробнее.

1.2.1. Собственное излучение целей

Собственное излучение объекта-цели возникает в результате аэродинамического нагрева и за счет излучения находящихся на нем энергетических установок или различных радиоэлектронных средств. Наиболее распространенным и присущим практически всем военным объектам является собственное тепловое излучение. Оно подчиняется ряду физических законов.

Мощность Φ теплового излучения твердого тела, имеющего наблюдаемую поверхность S, которая нагрета до абсолютной температуры T, определяется законом Стефана — Больцмана:

$$\Phi = \varepsilon k_{\varepsilon} T^4 S,$$

где ε — коэффициент излучения; $k_{\varepsilon} = 5{,}67 \cdot 10^{-12} \frac{\text{Вт}}{\text{см}^2\ \text{град}^4}$.

Коэффициент излучения может меняться в пределах от 0 до 1. Наименьшее значение он имеет у тел с очень белыми поверхностями (например, для полированного алюминия $\varepsilon = 0{,}05$), наибольшее — у черных тел. Тело, у которого $\varepsilon = 1$, называется абсолютно черным и служит эталоном при измерениях.

Наибольшее влияние на величину теплового излучения оказывает температура поверхности тела. Так, при комнатной температуре 1 см² поверхности тела с $\varepsilon = 0{,}8$ излучает 0,03 Вт энергии. При увеличении абсолютной температуры в 1,5 раза излучение увеличивается примерно в 5 раз.

Обычно поверхность тела нагрета неравномерно. Для определения величины излучения всю поверхность разделяют на несколько участков n с площадью ΔS_i таким образом, чтобы в пределах каждого из них температуру T_i можно было считать постоянной. Мощность теплового излучения такого тела определяется суммой

$$\Phi = \sum_{i=1}^{n} k_{\varepsilon} \varepsilon_i T_i^4 \Delta S_i.$$

Пространственное распределение теплового излучения характеризуется интенсивностью (силой излучения) I в единице пространственного угла ϑ:

$$I = \frac{d\Phi}{d\vartheta}.$$

На рис. 1.1 приведены зависимости от длины волны интенсивности излучения 1 см^2 поверхности абсолютно черного тела с температурами 300, 500 и 600 К. Из рисун-

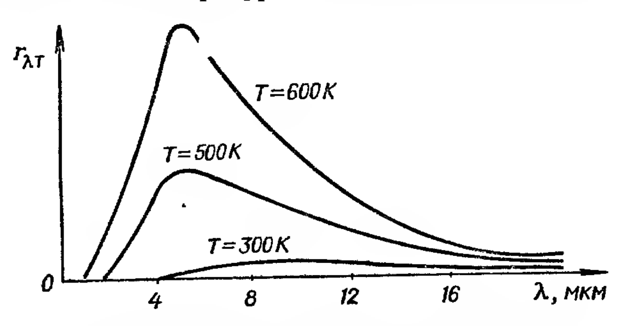


Рис. 1.1. Графики спектральной плотности излучения черного тела при различной температуре поверхности T

ка видно, что при бо́льших температурах величина излучения увеличивается на всех длинах волн, а максимум излучения сдвигается в сторону более короткой волны.

Тепловое излучение газовых струй отличается большой спектральной неравномерностью и зависит от температуры и состава газа. Рассмотрим характеристики теплового излучения некоторых объектов.

Основными источниками излучения аэродинамических воздушных объектов являются видимые нагретые детали двигателя, выхлопные газы (газовая струя) и для быстролетящих объектов — вся поверхность [16, 17]. У воздушных целей с поршневыми двигателями излучают выхлопные патрубки, капоты и газовая струя. Капоты двигателей имеют сравнительно низкую температуру (350—370 К) и малый коэффициент излучения (0,2—0,4). Температура патрубков меняется по длине от 1000—1100 К вблизи коллектора двигателя до 500—600 К на срезе. Коэффициент излучения патрубка достаточно высок (0,8—0,9). Газовая струя в основном состоит из нагретых до температуры

1200—1350 К паров воды, двуокиси углерода, молекулярного азота и раскаленных твердых частиц топлива. В общем балансе излучения воздушных целей с поршневыми двигателями на долю выхлопных патрубков приходится 55—65 %. Индикатриса излучения таких целей в горизонтальной плоскости близка по форме к эллипсу, малая ось которого совпадает с осью летательного аппарата. Величина излучения во многом зависит от конструкции аппарата, количества двигателей.

Спектральная характеристика излучения аэродинамических воздушных объектов с поршневыми двигателями хорошо аппроксимируется спектральной характеристикой излучения серого тела с соответствующей эквивалентной температурой.

У воздушных целей с реактивными двигателями доля излучения газовой струи уменьшается до 20—25 % за счет более полного сгорания топлива. Факел двигателей содержит весьма малое количество твердых частиц. Другой особенностью таких целей является резкое различие излучения в передней и задней полусферах. Излучение в задней полусфере создается деталями внутренней полости двигателей, имеющими температуру около 1000 К. Величина излучения в задней полусфере в несколько раз больше, чем у самолетов с поршневыми двигателями.

Со стороны передней полусферы детали реактивного двигателя не просматриваются, и излучение создается факелом, т. е. раскаленными частицами паров воды и углекислого газа. Эти компоненты, находящиеся в атмосфере, являются основными поглотителями инфракрасного излучения. Однако за счет того, что температуры газовых сред, поглощающих и излучающих, существенно различны, спектральные полосы поглощения и излучения несколько сдвинуты одна относительно другой. Максимумы излучения газовой струи реактивного двигателя находятся на участках 2—3 мкм (пары воды и углекислый газ) и 4—5,5 мкм (углекислый газ). Полосы поглощения атмосферы расположены в этой области на длинах волн 1,5—2,8 мкм, 4,1—4,6 мкм и 5,3—7,5 мкм. Следует также учесть сильную изрезанность полос поглощения. Поэтому излучение газовой струи распространяется как на больших высотах, так и в приземном слое.

Величина излучения у летательных аппаратов с реактивными двигателями в задней полусфере на один-два порядка больше, чем в передней. В качестве примера на

рис. 1.2 и 1.3 приведены индикатрисы излучения в вертикальной и горизонтальной плоскостях двух американских самолетов: бомбардировщика «Дуглас» B-66 с двумя турбореактивными двигателями и истребителя F-104 с одним.

Величина теплового излучения ракет существенно меньше, чем самолетов. Так, излучение факела ракеты «Томагавк» в передней полусфере примерно в 4,5 раза меньше, чем у истребителя-разведчика RF-4C.

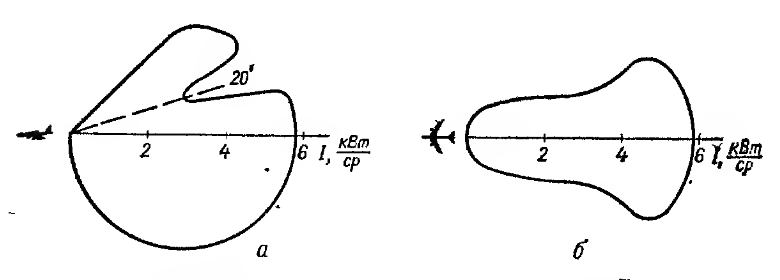


Рис. 1.2. Индикатрисы излучения бомбардировщика «Дуглас» B-66 в вертикальной *а* и горизонтальной *б* плоскостях

У высокоскоростных воздушных объектов в общем балансе большую долю составляет излучение поверхности за счет аэродинамического нагрева. Это особенно проявляется при скоростях полета, превышающих более чем в 2 раза скорость звука (число Маха $M>2$). Наиболее нагреваются места, в которых происходит почти полное торможение воздушного потока и пограничный слой нагревается до температуры торможения $T_т=T_0(1+0{,}2M^2)$, где T_0 — температура окружающей среды.

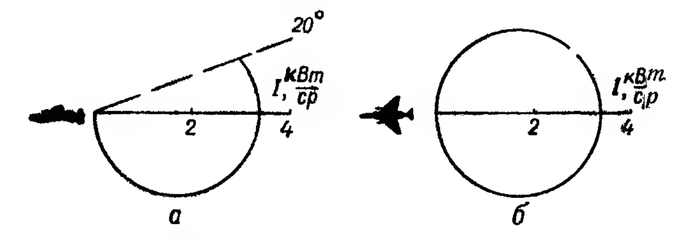


Рис. 1.3. Индикатрисы излучения истребителя F-104 в вертикальной *а* и горизонтальной *б* плоскостях

Экспериментально установлено, что в этих точках (носок фюзеляжа, передние кромки крыла и оперения, лобовые поверхности) температура достигает 0,9 $T_т$. В [31] приведены некоторые экспериментально полученные

данные о температурах поверхности американских самолетов в результате аэродинамического нагрева. При $M=1,5$ она составляет около 335 К, а при $M=2,5 \div 3$ увеличивается до 387—606 К. Сила излучения в переднюю полусферу американского реактивного бомбардировщика «Валькирия», летящего на высоте 30 км при $M=3$, составляет 4 кВт/ср [15]. Это сравнимо с величиной излучения двигателей. Поэтому индикатриса теплового излучения у высокоскоростных целей достаточно равномерна.

Поскольку температура поверхности резко увеличивается с ростом скорости полета, мощным источником теплового излучения являются баллистические ракеты. Температура обшивки при полете ракеты в плотных слоях атмосферы на дальность 1600 км (скорость полета 3500 м/с) достигает 3700 К, а при дальности полета 8000 км (скорость 6700 м/с)—7400 К. Максимальная величина излучения при этом направлена перпендикулярно продольной оси ракеты и для последнего случая составляет около 10 кВт/ср [12].

Высокие температуры поверхности ракет требуют применения тепловой защиты бортовой аппаратуры. Это осуществляется различными способами, в том числе нанесением на поверхность специальных аблирующих материалов: например, полиэтилена и тефлона. Поэтому спектры излучения поверхности баллистических ракет несколько отличаются от спектров излучения черного тела с той же температурой.

Большим тепловым излучением обладают различные промышленные предприятия, наземные и надводные цели. Мощные энергетические установки промышленных предприятий во время работы выделяют много тепла. Характеристики теплового излучения промышленных предприятий определяются количеством, типами, мощностями и расположением энергетических установок.

Основными источниками излучения надводных целей являются нагретые части палубы в местах расположения силовых установок, дымовые трубы, факелы дымовых газов [17].

Большинство наземных малоразмерных целей составляют объекты бронетанковой техники. У них наиболее нагретыми частями являются обшивка брони над двигателем и выхлопные патрубки. Максимум индикатрисы излучения, как правило, направлен назад и вверх. В качестве примера на рис. 1.4 приведена индикатриса излучения танка [15].

Тепловое излучение объектов не ограничивается видимым и инфракрасным диапазонами. Оно имеется и в радиодиапазоне, однако интенсивность излучения здесь резко падает. Поэтому в настоящее время тепловое радиоизлучение для самонаведения практического использования не находит. Основное радиоизлучение объектов создается работающими на них радио- и радиолокационными станциями.

Известно, что точность измерения угловых координат зависит от крутизны пеленгационной характеристики и отношения сигнал/шум на входе измерителя. В свою очередь, первая определяется диаметром антенны и длиной

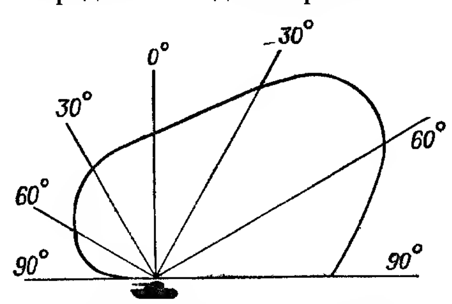


Рис. 1.4. Индикатриса излучения танка в вертикальной плоскости для диапазона волн 2,7—5,3 мкм

волны. Чем больше диаметр и короче длина волны, тем выше точность измерения координат. Диаметр большинства зарубежных самонаводящихся ракет составляет 0,2—0,4 м. Поэтому радиолокационные ГСН работают в основном в сантиметровом, редко в дециметровом диапазоне [34]. Этот диапазон применяется для радиолокации; в радиостанциях используют, как правило, большие длины волн. Поэтому обычно пассивное самонаведение применяют при наведении по излучению радиолокационных станций (РЛС).

Излучение РЛС характеризуется мощностью передающего устройства, коэффициентом усиления антенны, уровнем ее боковых лепестков и фона, особенностями сигнала, распространением его в атмосфере. Рассмотрим некоторые объекты радиоизлучения.

Все современные военные самолеты оснащены большим количеством радиоэлектронного оборудования. На борту многоцелевого тактического истребителя «Панавиа-200», разработанного совместно Англией, ФРГ

и Италией, имеются многоцелевая РЛС, радиовысотомер, доплеровская навигационная РЛС, запросчик системы ТАКАН, коротковолновые (КВ) и ультракоротковолновые (УКВ) радиостанции.

Один из наиболее современных самолетов «Мираж-2000» (Франция) имеет следующее радиоэлектронное оборудование:

импульсный доплеровский радиолокатор диапазона *X* с высокой частотой повторения импульсов и дальностью действия 92 км, предназначенный для действия по воздушным и наземным целям;

многофункциональную (МФ) доплеровскую РЛС диапазона *X* с низкой частотой следования импульсов, предназначенную для радиолокационной съемки местности, обхода наземных препятствий при полете на малых высотах, разведки и наведения на воздушные и наземные цели;

запросчик-ответчик системы ТАКАН со встроенным микропроцессором для обработки сигналов, обеспечивающим точность измерения азимута 0,5°, дальности 80 см;

подвесной передатчик помех ДВ3163 для подавления бортовых, наземных и корабельных радиолокаторов обнаружения с импульсными и непрерывными сигналами.

Истребитель-бомбардировщик США F-111A имеет многофункциональную РЛС и радиолокатор обеспечения полетов на малых высотах. На базовом патрульном самолете ВВС Великобритании «Нимрод» МР Мк1 установлена радиолокационная станция ASV 21 для обнаружения подводных лодок. В США выпускаются воздушные радиолокационные дозоры системы АВАКС, на которых установлены мощные РЛС дальнего обнаружения. Большинство военных самолетов приспособлены для подвески контейнеров с передатчиками помех. Один самолет тактической авиации может нести несколько таких контейнеров. Во время боевых действий в Юго-Восточной Азии на американских самолетах устанавливались передатчики помех AN/ALQ-71, AN/ALQ-72, AN/QRC-160, AN/QRC-335A и другие.

Фактически ни один современный самолет не обходится без навигационных РЛС и радиоэлектронной аппаратуры опознавания государственной принадлежности. Устанавливается радиолокационная аппаратура на вертолетах и беспилотных летающих аппаратах.

Характеристики бортовых радиолокаторов можно проиллюстрировать двумя примерами. Английские бортовые

радиолокаторы ARI 5954 и ARI 5955 предназначены для обнаружения воздушных и наземных целей. Они работают в диапазоне 3,2 см, имеют передатчик мощностью 65 кВт и антенну с коэффициентом усиления 34,5 дБ.

В США разработано семейство многофункциональных РЛС. Последняя из них, импульсно-доплеровская РЛС ES-153, работает в 3-см диапазоне, имеет передатчик мощностью 10 кВт и плоскую антенну с электронным сканированием луча в двух плоскостях в секторе 90°×90°. Коэффициент усиления антенны 29,5 дБ, уровень боковых лепестков 40 дБ. Радиолокатор предназначен для обнаружения наземных и воздушных целей, слежения за ними и наведения управляемых ракет.

Большое количество радиоэлектронных средств размещается на кораблях ВМС. Канадский эсминец «Ирокез» оснащен радиолокаторами обнаружения надводных целей, обнаружения воздушных целей, наведения зенитных ракет «Си Спарроу». Для управления действиями противолодочных вертолетов на эсминце используются специальная РЛС и маяк системы ближней радионавигации.

На новых универсальных десантных кораблях ВМС США LHA типа «Тарава» устанавливаются радиолокаторы AN/SPS-40B — для обнаружения воздушных целей, AN/SPS-10 — для обнаружения надводных целей, AN/SPS-35 — для управления вертолетами.

Авианосцы США с 1960-х годов оснащаются РЛС сопровождения AN/SPS-30. Она работает в 10-см диапазоне, имеет передатчик со средней мощностью 9 кВт и антенну с коэффициентом усиления 41 дБ. Обзорная РЛС «Тритон-II» (TPS 3030, TPS 3035) размещается на кораблях Франции. Она предназначена для обнаружения наземных и воздушных целей и управления оружием. Рабочий диапазон станции 5 см, пиковая мощность передатчика 250 кВт.

Многие наземные объекты имеют источники радиоизлучения. Они обеспечивают работу командных пунктов и пунктов управления. В разведывательном батальоне дивизии США находится шесть РЛС обнаружения наземных целей AN/PPS-5, восемь КВ радиостанций AN/GRC-106 и AN/VSC-3, 168 УКВ радиостанций различных типов. Разведывательный батальон дивизии ФРГ оснащается девятью радиолокаторами разведки движущихся наземных целей и большим количеством различных радиостанций.

Наиболее мощным радиоизлучением обладают радиолокаторы системы ПВО и ПРО. Они являются основой современного зенитного вооружения. Структура зенитных комплексов будет рассмотрена в следующей главе. Здесь же следует отметить, что некоторые типы РЛС сами являются крупными военными объектами. Так, стационарная РЛС «Кобра Дейн» (США) имеет антенну в виде фазированной решетки диаметром 30 м. Антенна состоит из 35 000 элементов, из них 15 000 активные. Средняя мощность излучения одной передающей секции составляет 1 МВт.

Стационарная обзорная РЛС BPS-1000 (США) работает в диапазоне 22—24 см, ее передатчик имеет пиковую мощность излучения 2—2,75 МВт, среднюю — 4,3—6 кВт. Дальность действия по цели с эффективной поверхностью рассеяния 1 $м^2$ составляет 370 км, разрешение по азимуту 1,5°, уровень боковых лепестков 25 дБ.

На вооружении стран НАТО имеются и подвижные РЛС достаточно большой мощности. К ним относится обзорная РЛС AN/TPS-59, у которой антенна с электронным сканированием по углу места обладает коэффициентом усиления 38,9 дБ Площадь антенны $9{,}1 \times 4{,}9$ $м^2$, уровень боковых лепестков 25 дБ. Мощность первичных источников питания станции составляет 89 кВт.

Из других типов собственного излучения объектов, которые могут быть использованы для самонаведения, следует отметить звуковое и переотраженное солнечное. Первое из них особенно важно для морских целей. Акустическое поле их создается гидродинамическим, структурным и воздушным шумами. Гидродинамический шум возникает в результате взаимодействия корпуса и его выступающих частей с набегающим потоком воды. Основным источником этого шума являются гребные винты. Структурный шум создается вследствие вибрации элементов конструкции под действием сил механического и магнитного происхождения. Источником воздушного шума являются некоторые механизмы: лопасти вентиляторов, электродвигатели, вентиляционные каналы.

Излучение целей, образующееся в результате переотражения солнечной энергии, строго говоря, имеет вторичный характер. Однако оно, как и любое собственное излучение, может быть использовано для пассивного самонаведения. В результате переотражения солнечного излучения целью и окружающим фоном возникает контраст, который может быть положительным или отрица-

тельным. Этот контраст используется для самонаведения.

Необходимо отметить, что за счет солнечного излучения происходит также нагрев объектов. Известно, что в пустыне поверхность бронеобъектов нагревается солнцем так, что обжигает руки. Имеются сведения о нагреве космических объектов. Равновесная температура поверхности искусственных спутников земли в зоне тени составляет около 173 К, а на освещенной стороне поднимается до 430 К [17].

1.2.2. Вторичное излучение целей

Если источник энергии находится вне объекта и облучает его, возникает вторичное излучение. Таким источником может являться РЛС, оптический или лазерный локатор. Цель характеризуется при этом эффективной площадью рассеяния (ЭПР). Применяется также термин «эффективная отражающая площадь» (ЭОП).

Постоянным значением ЭПР обладают только тела простой формы.

Большинство объектов имеет сложную форму, и значение ЭПР у них существенно меняется даже при небольшом изменении угла наблюдения. Вычисление ЭПР таких объектов связано с большими трудностями. Обычно используют натурные измерения или моделирование. Для характеристик сложных тел необходимо знать статистический закон распределения эффективной площади рассеяния. При расчетах дальности действия локаторов и ГСН используют средние значения ЭПР.

Большинство объектов сложной формы можно представить состоящими из множества рассеивающих элементов со сравнимыми размерами. Как правило, распределение ЭПР у таких тел подчиняется экспоненциальному закону, для которого медианное значение составляет 0,69 среднего. Иногда такие цели называют *релеевскими*. Для тел сравнительно простой формы, к которым относятся и головные части баллистических ракет, закон изменения ЭПР более плавный, и медианное значение составляет 0,82 среднего [3].

Зависимость от длины волны для тел сложной формы в результате резонансных явлений носит немонотонный характер и может иметь несколько экстремумов. Для длины волны $\lambda=10$ см экспериментально полученная индикатриса ЭПР самолета в качестве примера приведена на рис. 1.5 [29]. Понятие ЭПР объекта существует

и в оптическом диапазоне. Ранее оно употреблялось довольно редко и изучалось недостаточно. С развитием лазеров и появлением лазерных локаторов возникла необходимость в получении значений ЭПР в видимом и инфракрасном диапазонах волн.

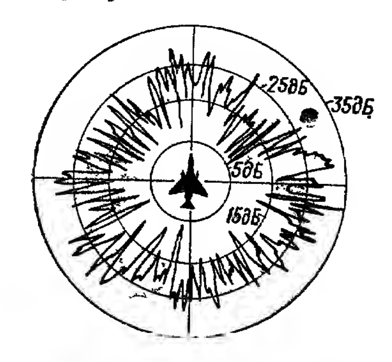


Рис. 1.5. Индикатриса вторичного излучения (ЭПР) самолета

В радиолокационном диапазоне средние значения ЭПР различных объектов (в м²) характеризуются следующими величинами [14, 18, 29, 30]:

Головная часть баллистической ракеты	0,001—1
Крылатая ракета	0,1—0,8
Рубка подводной лодки	1
Истребитель	1—5
Средний бомбардировщик	5—20
Самолет «Каравелла»	8—10
Самолет ДС-3	11
Дальний бомбардировщик	10—50
Двухмоторный пассажирский самолет	25—35
Четырехмоторный пассажирский самолет	30—50
Транспортный самолет	До 50
Металлизированные ленты (1000 шт. на 1 м³)	50
Корабли малого водоизмещения	100—150
Корабли среднего водоизмещения (1000—3000 т)	$3 \cdot 10^3 - 10^4$
Корабли большого водоизмещения (1000—20000 т)	$2 \cdot 10^4 - 3 \cdot 10^4$

ЭПР человека приблизительно равна 0,8 м².

1.3. Методы самонаведения

Управляемые ракеты могут двигаться к цели по различным траекториям. Закономерность изменения положения вектора скорости ракеты в процессе ее сближения с целью зависит от метода наведения. Практическое применение при самонаведении за рубежом находят пять методов [7, 9, 16]: прямое наведение, погоня (преследование), наведение с постоянным углом упреждения (преследование

с упреждением), параллельное сближение и пропорциональная навигация.

При **методе прямого наведения** ось ракеты направлена на цель. Если при этом ГСН жестко связана с корпусом ракеты, координатор цели будет измерять угол между осью ракеты и направлением на цель — угол рассогласования. Такого типа ГСН называют неразвязанными. В процессе наведения на выходе головки самонаведения возникает сигнал, пропорциональный углу рассогласования. При отработке этого сигнала траектория полета ракеты искривляется. Поскольку вектор скорости не совпадает с осью ракеты и отстает от нее на угол атаки, СНР направляется все время в точку, находящуюся позади цели. Поэтому метод может быть использован при наведении на неподвижную или малоподвижную цель при небольших скоростях полета ракеты. Необходимо также, чтобы угол атаки был мал. Эти ограничения приводят к тому, что метод прямого наведения широкого применения не находит.

Уменьшить отставание ракеты и снять ограничение на величину угла атаки можно при **методе погони**, когда на цель направляется не ось СНР, а вектор скорости. Для этого на ракете необходимо установить измеритель положения вектора скорости. Тогда органы управления ракетой будут сводить к нулю угол между вектором скорости и направлением на цель. Из этого следует, что уравнение метода будет иметь вид

$$V_{сб} = V_ц \cos\varphi - V_р,$$

где $V_{сб}$ — скорость сближения;

$V_ц$ и $V_р$ — соответственно скорости цели и ракеты;

φ — угол между направлением ракета — цель и вектором скорости цели.

Поскольку скорость есть производная от расстояния, то, обозначив через L дальность между целью и ракетой, получим

$$dL/dt = V_ц \cos\varphi - V_р.$$

Это уравнение метода погони.

За время Δt цель пройдет расстояние $V_ц \Delta t$ и сместится от предыдущего направления цель — СНР на расстояние $V_ц \Delta t \sin\varphi$. При этом образуется угловое рассогласование

$$\Delta\varphi = V_ц \Delta t \sin\varphi / L,$$

которое должна отрабатывать ракета (рис. 1.6). Если в этом

уравнении перейти к производным и решить его совместно с предыдущим, получим [9]

$$L = L_0 \left(\frac{\sin\varphi}{\sin\varphi_0}\right)^{q-1} \left(\frac{1+\cos\varphi_0}{1+\cos\varphi}\right)^{q}, \qquad (1.1)$$

где L_0, φ_0 — дальность и угол рассогласования соответственно в начальный момент (начальные условия);

$$q = V_р/V_ц.$$

В момент встречи ракеты с целью $L = 0$. Из уравнения (1.1) следует, что это возможно, если $q > 1$ и $\varphi = 0$.

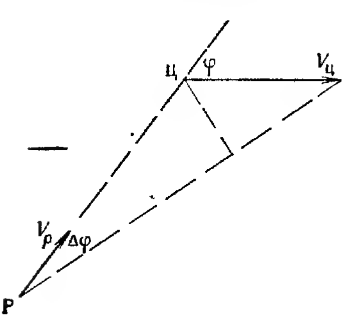


Рис. 1.6 Схема сближения СНР с целью при методе погони

Р — местоположение СНР, Ц — местоположение объекта самонаведения

Это означает, что при любых взаимных положениях цели и ракеты в начальный момент (даже при стрельбе навстречу) при методе прямого наведения цель догоняется только сзади.

Исходя из вышеизложенного, можно легко построить графические кинематические траектории движения ракеты по начальным условиям (рис. 1.7). Пусть известно положение цели в последовательные моменты времени t_0, t_1, t_2... Считаем, что скалярная величина вектора скорости ракеты не меняется. Тогда, соединив прямой точки $Ц_0$ и $Р_0$, соответствующие начальному положению цели и ракеты (в момент t_0), и отложив на этой прямой от точки $Р_0$ отрезок, равный $V_р(t_1 - t_0)$, получим точку $Р_1$, в которой должна находиться ракета в момент t_1. Соединим прямой точки $Р_1$ и $Ц_1$ и, аналогично изложенному отложив отрезок, равный $V_р(t_2 - t_1)$, получим точку $Р_2$. Подобное построение происходит до тех пор, пока траектории точек Р и точек Ц не пересекутся.

Далее определим, какова должна быть требуемая перегрузка ракеты ng (g — ускорение земного притяжения, считающееся единицей перегрузки, n — число единиц), чтобы

она смогла встретиться с целью при данном методе самонаведения. Если угловая скорость ракеты $\dot{\varphi}$, то $ng = V_р\dot{\varphi}$. Поскольку

$$\frac{d\varphi}{dt} = \dot{\varphi} = -\frac{V_ц \sin\varphi}{L},$$

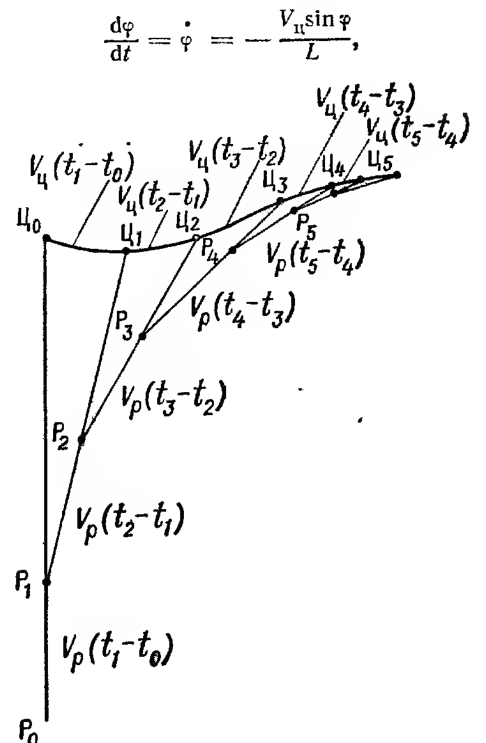


Рис. 1.7. Графическое построение кинематической траектории ракеты при методе погони

то, используя формулу (1 1), получим

$$n = -\frac{V_ц V_р (\sin\varphi_0)^{q-1} (1+\cos\varphi)^q}{L_0 g (\sin\varphi)^{q-2} (1+\cos\varphi_0)^q}. \tag{1.2}$$

В момент встречи $\varphi = 0$, поэтому, как следует из формулы (1.2), необходимо, чтобы $q \leqslant 2$. При $q > 2$ потребные перегрузки в момент встречи стремятся к бесконечности. При больших потребных перегрузках, которыми ракета не располагает, управляющая сила ракеты меньше необходимой. Тогда рули управления ставятся на упор, а СНР движется по окружности. Наведение по этому методу прекра-

щается, поскольку ракета не успевает разворачиваться за целью. В конечном счете цель выйдет из поля зрения ГСН и информация от цели перестанет поступать в контур управления.

Таким образом, метод погони реализуется только при условии $V_ц < V_р \leqslant 2V_ц$. Величина потребных перегрузок определяется в точке встречи известными методами отыскания максимума функции (1.2). Если наложить ограничения по максимальным перегрузкам, которые позволяет развить конструкция ракеты, можно определить область возможных атак СНР. Эта область ограничена задней полусферой.

Для уменьшения требований к располагаемым перегрузкам применяются методы самонаведения с упреждением. Для **метода наведения с постоянным углом упреждения** угол между вектором скорости и направлением на цель ψ поддерживается постоянным на протяжении всего самонаведения. Поэтому для этого метода можно записать следующие кинематические уравнения:

$$\frac{dL}{dt} = V_ц \cos\varphi - V_р \cos\psi,$$

$$\frac{L d\varphi}{dt} = -V_ц \sin\varphi + V_р \sin\psi.$$

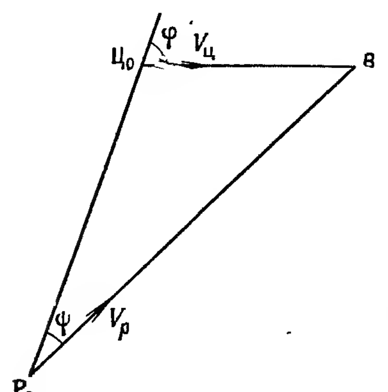


Рис. 1.8. Схема сближения СНР с целью при методе преследования с постоянным углом упреждения:
В — точка встречи, $Р_0$ и $Ц_0$ — местоположение СНР и объекта самонаведения соответственно

Решение их [9] показывает, что встреча ракеты с целью обеспечивается при $q^2 \sin^2\psi \leqslant 1$. При $q^2 \sin^2\psi > 1$ траектория СНР переходит в спираль. Другое уравнение метода:

$$\sin\varphi = q \sin\psi. \tag{1.3}$$

Если в процессе всего самонаведения цель двигается равномерно и прямолинейно и угол ψ остается постоянным,

то траектория полета ракеты прямолинейна. Теоретически потребные перегрузки при этом равны нулю.

Однако, если цель маневрирует, траектория полета ракеты искривляется и появляются перегрузки. Могут даже возникнуть условия, когда становится $q^2 \sin^2 \psi > 1$ и наведение срывается. Этого можно избежать, если угол упреждения корректировать при изменении параметров движения цели. Необходимо, чтобы вектор скорости ракеты всегда направлялся бы в мгновенную упрежденную точку встречи, т. е. в такую точку, где произошла бы встреча ракеты с целью, если бы, начиная с этого момента, оба объекта двигались равномерно и прямолинейно. Для этого требуется, чтобы условие (1.3) выполнялось независимо от характера движения цели. Это означает, что проекции скоростей ракеты и цели на перпендикуляр к линии, их соединяющей, в каждый момент времени равны, т. е. $V_ц \sin \varphi = V_р \sin \psi$. Поэтому линия СНР — цель в процессе самонаведения будет перемещаться параллельно себе самой, и метод будет называться **параллельным сближением.** Исходя из этих соображений можно построить кинематическую траекторию полета ракеты по методу параллельного сближения с маневрирующей целью так же, как это делалось при методе погони.

Анализ метода [9] показывает, что при $q > 1$ перегрузка ракеты всегда меньше перегрузки цели, при $q = 1$ перегрузки равны, а при $q < 1$ перегрузки ракеты становятся больше, чем цели, и может произойти срыв самонаведения.

Для реализации метода параллельного сближения ГСН должна быть стабилизирована в пространстве. В процессе полета ось координатора ГСН перемещается параллельно себе самой. При изменении скорости или направления движения цели появляется угол рассогласования, сигнал о котором направляется в бортовой вычислитель. Последний определяет новое положение упрежденной точки и соответствующим образом разворачивает ось стабилизации.

Другим методом с переменным углом упреждения является **пропорциональная навигация.** При этом угловая скорость вращения вектора скорости ракеты пропорциональна угловой скорости вращения линии ракета — цель.

Для реализации метода пропорциональной навигации необходимо на СНР кроме следящего координатора цели иметь измеритель скорости вращения вектора скорости ракеты. В качестве такового может быть использован датчик нормальных ускорений.

Методы параллельного сближения и пропорциональной навигации позволяют рационализировать траекторию полета ракеты за счет ее спрямления, минимизировать время полета и требуемые перегрузки. Однако за преимущества приходится расплачиваться существенным усложнением бортовой аппаратуры наведения.

Эти методы широко применяются при стрельбе по скоростным и высокоманевренным целям.

1.4. Типы координаторов цели головок самонаведения

Координатор цели ГСН предназначен для непрерывного и автоматического измерения угла рассогласования между своей осью и направлением на цель. Может измеряться также производная угла во времени. Если цель находится на оси координатора, сигналы на выходе ГСН равны нулю. В процессе самонаведения в результате воздействия каких-либо возмущений появляется рассогласование. Его величина измеряется координатором цели и преобразуется в электрический сигнал, который подается на вход автопилота. Последний формирует команды управления, под действием которых происходит отклонение рулей, и ракета изменяет траекторию полета так, чтобы угол рассогласования стал равным нулю.

За рубежом считают, что в зависимости от характера принимаемой энергии координаторы цели могут быть акустическими, оптическими или радиолокационными.

Малая скорость звука ограничивает применение **акустических координаторов.** Они используются только в самонаводящихся средствах, предназначенных для поражения малоскоростных целей. Другим недостатком акустического самонаведения является большая длина волны и поэтому трудности в получении высокой угловой чувствительности, а также сложность выделения сигналов цели на фоне шумов, возникающих при боевых действиях. Акустические координаторы используются для наведения на морские цели, являющиеся мощным источником звуковых колебаний.

Оптические и радиолокационные координаторы находят более широкое применение. Рассмотрим их подробнее.

Малая длина волны оптического диапазона позволяет получить высокую крутизну пеленгационной характеристики при небольшом диаметре ракеты. Кроме того, в большинстве случаев в этом диапазоне используется пассивное самонаведение. Поэтому **оптические координаторы**

зарубежных СНР выполняются весьма компактными, имеют небольшую массу. Недостаток их связан с особенностями распространения энергии оптического спектра в атмосфере.

Основными поглощающими компонентами оптических лучей в атмосфере являются пары воды, углекислый газ и озон. На больших трассах может также проявляться влияние метана, закиси азота, окиси углерода [8]. Наибольшее влияние атмосфера оказывает в приземном слое. На рис. 1.9 приведен приближенный график коэффициента прозрачности атмосферы τ_a для горизонтальной приземной трассы протяженностью 1,8 км [15]

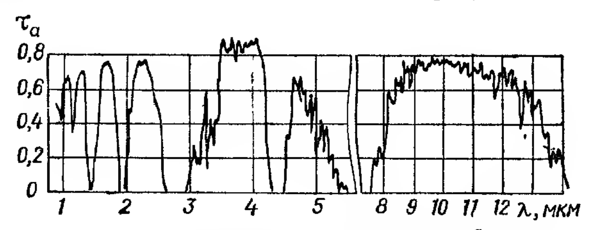


Рис. 1.9. Приближенная спектральная характеристика прозрачности стандартной атмосферы

При увеличении высоты поглощение уменьшается. Количественное описание этого явления приводится в различных источниках. Существуют методики расчета прозрачности атмосферы на различных высотах для трасс любой протяженности [17, 16].

Здесь, а также в различных литературных источниках [см., напр., 15] имеются данные для стандартной атмосферы. Увеличение количества водяных паров приводит к резкому ухудшению прозрачности. Облака, сильные туманы практически непрозрачны для прямой радиации. Так, в высокослоистых и слоисто-кучевых облаках дальность видимости составляет от 25 до 100 м, в высококучевых — от 50 до 200 м. Облака нижнего яруса и густые туманы характеризуются еще меньшей прозрачностью [11]. Поэтому оптические координаторы являются невсепогодными, что, по мнению зарубежных специалистов, является их основным недостатком.

В зарубежных СНР применяются различные оптические координаторы: инфракрасные (тепловые), телевизионные и лазерные. Чувствительным элементом оптических координаторов, как правило, являются фотоприемники,

основными характеристиками которых являются пороговая и спектральная чувствительность.

С 1953 г. за рубежом пороговую чувствительность принято оценивать по Джонсу [8] с помощью коэффициента обнаружительной способности. Этот коэффициент является обратной величиной пороговой чувствительности фотоприемника, физически равной мощности сигнала, в определенное количество раз превосходящего мощность внутренних шумов. Обнаружительная способность норми-

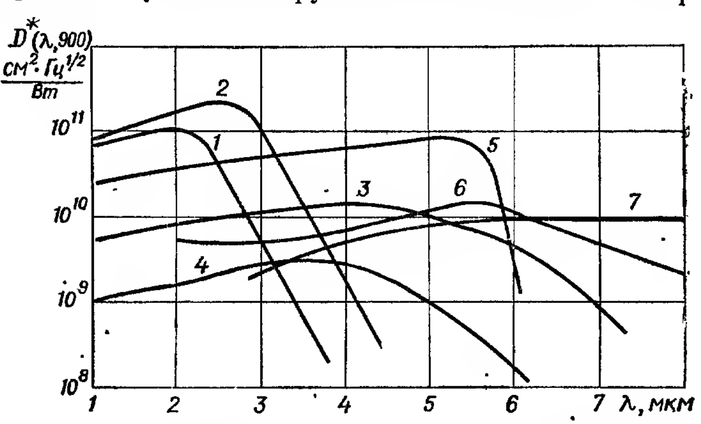


Рис. 1.10. Спектральные характеристики обнаружительной способности типовых фотосопротивлений:

1 — сернистосвинцового (288),
2 — сернистосвинцового (195),
3 — селенистосвинцового (77),
4 — телуристосвинцового (77),
5 — сурьмянистоиндиевого (74),
6 — германиевого, легированного золотом (77),
7 — германиевого, легированного ртутью (30)
В скобках указана температура слоя, К

рована к единице площади чувствительного слоя и единице полосы пропускания усилителя электрического сигнала на выходе фотоприемника. Обозначается обнаружительная способность символом D^* (...), причем в скобках приводятся условия измерения — температура источника, по которому производилось измерение, частота модуляции лучистого потока. Буква λ в скобках означает, что обнаружительная способность дается в функции длины волны. Она измеряется в единицах $Вт^{-1}$ $см^2 Гц^{1/2}$

В качестве примера (рис. 1.10) приведены зависимости обнаружительной способности от длины волны D^* (λ, 900) — спектральные характеристики обнаружительной способности для нескольких типов фотосопротивле-

ний, которые представляют собой один из наиболее распространенных классов фотоприемников. Зависимости показывают, что наилучшей чувствительностью обладают охлаждаемые фотосопротивления: в диапазоне 1—3 мкм — сернистосвинцовые, 3—5 мкм — сурьмянистоиндиевые, 7—14 мкм — германиевые. При выборе типа фотоприемника учитывают его чувствительность, характер излучения цели и фона, прозрачность атмосферы в его рабочем диапазоне.

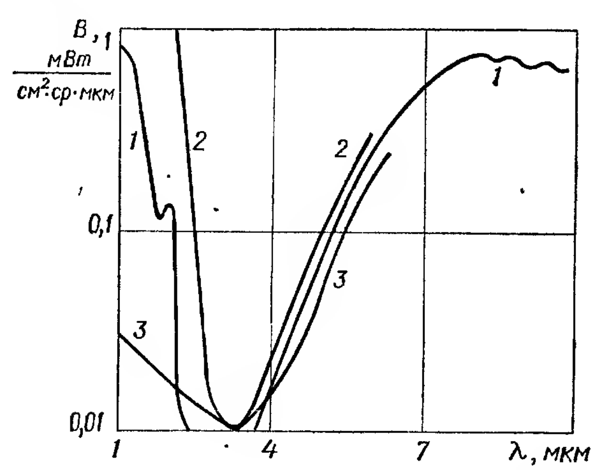


Рис. 1.11. Спектральные энергетические яркости естественных фонов при наблюдении днем:
1 — небо, 2 — снежный покров, 3 — растительный покров

Фоновое излучение создается естественными объектами, к которым относятся Солнце, Луна, звезды, облака, земная поверхность. По мнению зарубежных специалистов, оптические координаторы не могут работать в направлении Солнца в пределах некоторого углового сектора, величина которого определяется конструктивными особенностями оптической системы. Для уменьшения этого сектора применяют бленды и другие экранирующие детали. Основной помеховый фон создается отраженным и рассеянным солнечным и собственным излучениями облаков, атмосферы и земной поверхности [8, 15]. Для излучения естественных фонов характерен минимум в диапазоне от 2,0—2,5 мкм до 4—5 мкм. Он лежит между максимумами отраженного и собственного излучений. На рис. 1.11 приведены спектральные энергетические яркости облачного неба и некоторых наземных фонов.

Влияние фонов на работу оптических координаторов ослабляют с помощью устройств спектральной и пространственной селекции. Первые осуществляют оптимизацию рабочего участка спектра за счет оптических фильтров. Пространственная селекция в большинстве зарубежных оптических ГСН производится с помощью устройств модуляции лучистого потока. Основой их является модулирующий диск, устанавливаемый в фокальной плоскости оптической системы. Некоторые типы дисков показаны на рис. 1.12. При вращении диска происходит полное прерывание лучистого потока от точечных источников (целей) и частичное — от фонов. Двигатель, вращающий

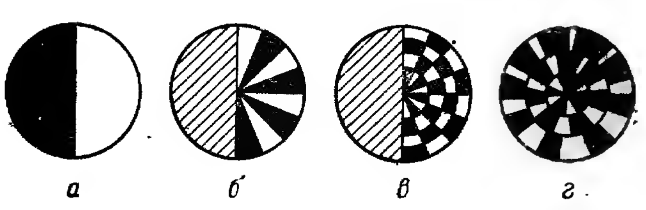


Рис. 1.12. Модулирующие диски (анализаторы) оптических ГСН:

а — простейший анализатор, *б* — анализатор с секторным и полупрозрачным полудисками; *в* — анализатор с решетчатым и полупрозрачным полудисками (применяется в ГСН ракеты «Сайдуиндер»); *г* — частотновременной модулирующий диск

диск, связан с генератором опорных напряжений (ГОН), который служит для выделения сигнала ошибки. Рассмотрим, как это происходит, на примере оптического координатора, имеющего модулирующий диск с непрозрачной (или полупрозрачной) половиной (рис. 1.12, *а*, *б*, *в*). Процесс выделения сигнала ошибки иллюстрируется рис. 1.13. Когда изображение точечной цели находится в центре диска, прерывания потока не происходит. При смещении изображения (появлении угла рассогласования) образуется электрический сигнал в виде меандра на выходе фотоприемника. При этом сам импульс может быть промодулирован, если применяются диски, изображенные на рис. 1.12, *б*, *в*. После усилителя сигнал поступает на фазовый детектор, на который подается также опорное напряжение от ГОН. В результате на выходе фильтра фазового детектора образуется напряжение, полярность которого связана с направлением угла рассогласования. В следящей ГСН это напряжение поступает на двигатели, которые разворачивают координатор таким образом,

чтобы его оптическая ось была направлена на цель. Если ГСН неразвязанная, это происходит за счет разворота всей ракеты.

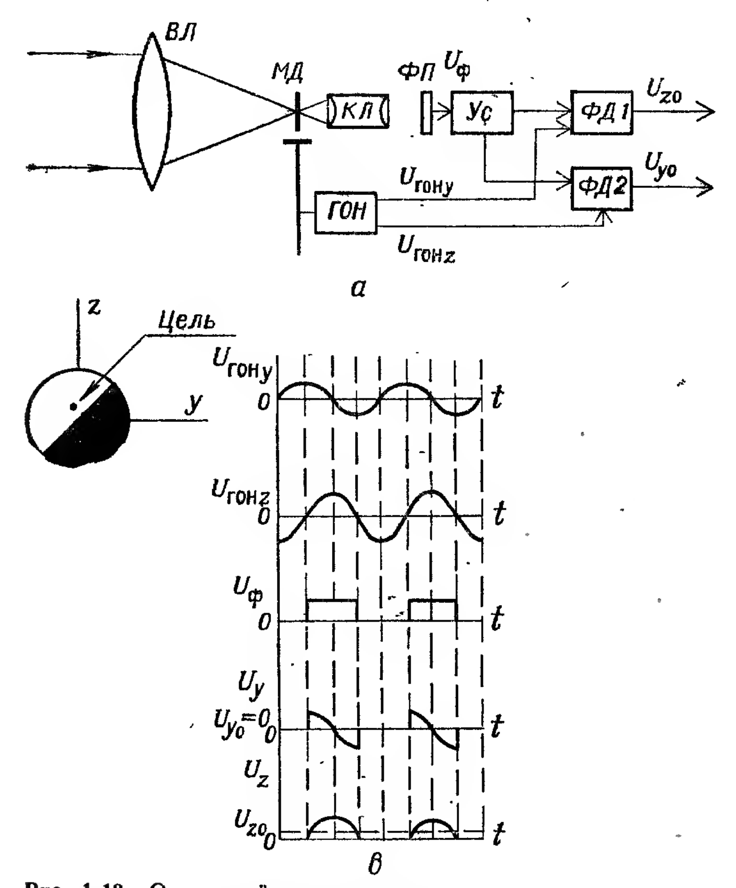


Рис. 1.13. Оптический координатор с модулирующим диском: *а* — структурная схема: ВЛ — входная линза, МД — модулирующий диск, КЛ — коррегирующая линза, ФП — фотоприемник, Ус — усилитель, ФД1 и ФД2 — фазовые детекторы 1-го и 2-го каналов; *б* — положение изображения цели относительно осей координат в фокальной плоскости; *в* — эпюры, поясняющие определение сигнала рассогласования

Недостатком простейшего модулирующего диска (рис. 1.12, *а*) является плохая эффективность пространственной селекции фона. Действительно, если фон равномерен, поток от него не модулируется, однако при неравномерном фоне, что обычно бывает на практике, образу-

ются помеховые сигналы. В результате появляется ошибка в определении сигнала рассогласования, а при больших сигналах фона цель теряется. Для снижения влияния фона необходимо уменьшать величину мгновенного поля зрения, в пределах которого может происходить модуляция лучистого потока. Диск, показанный на рис. 1.12, *а*, образует мгновенное поле зрения, равное половине всего поля зрения координатора, а у дисков, изображенных на рис. 1.12, *б*, *в*, оно уменьшено в 8 и 32 раза соответственно.

Большинство модулирующих дисков формируют релейную пеленгационную характеристику. Чтобы избежать этого недостатка, применяют многочастотные диски (рис. 1.12, *г*). По мнению зарубежных специалистов, недостатком координаторов с модулирующими дисками является невозможность селекции в электрическом тракте. Поэтому применяют также координаторы с импульсной модуляцией лучистого потока (рис. 1.14). В них фотоприемник состоит из двух полосок, расположенных перпендикулярно друг другу, а в оптической системе устанавливается контрзеркало, перпендикуляр к плоскости которого образует с оптической осью угол, равный углу поля зрения. Контрзеркало вращается двигателем, сопряженным с ГОН.

На выходе фотоприемника координатора с импульсной модуляцией образуются электрические импульсы, в длительности которых содержится информация о протяженности объектов излучения. Селектор импульсов по длительности настраивается таким образом, чтобы пропускать сигналы только от точечных источников. После селектора импульсы расширяются и получается сигнал в виде меандра. В дальнейшем все происходит так же, как в координаторах с модулирующими дисками.

Достоинством координаторов с импульсной модуляцией является возможность последовательного наблюдения целей, одновременно находящихся в поле зрения, если электрические импульсы от них не накладываются. Это повышает разрешающую способность координатора. Значительно большие возможности предоставляют мозаичные (многоэлементные) приемники [15, 16]. У них размеры одного элемента согласованы с диаметром пятна рассеяния оптической системы. В отличие от координаторов с импульсной модуляцией мозаичный фотоприемник позволяет полнее использовать энергию, излучаемую целью, поскольку ее изображение проецируется на элемент

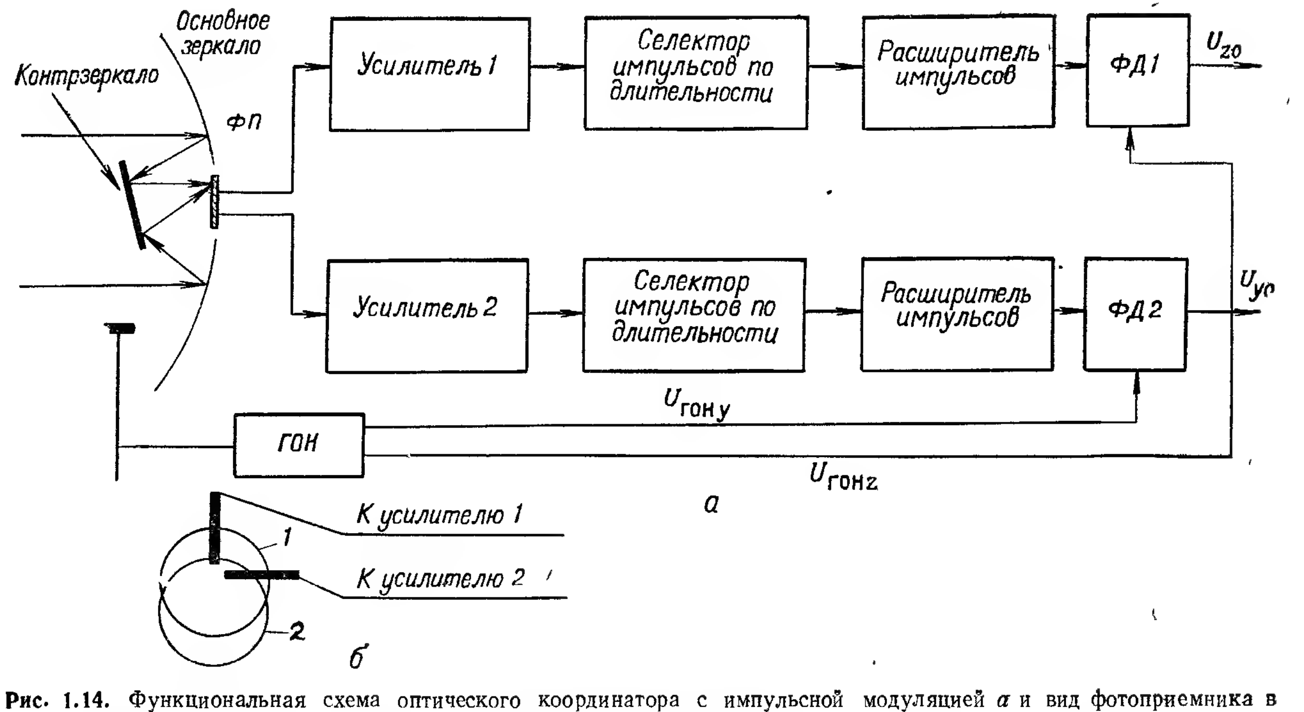


Рис. 1.14. Функциональная схема оптического координатора с импульсной модуляцией *а* и вид фотоприемника в фокальной плоскости *б*.

1 и 2 — следы перемещения изображения цели при положении ее на оптической оси и смещении в вертикальной плоскости соответственно

приемника без прерывания. Угол рассогласования в таком координаторе определяется положением элемента приемника, на который проецируется цель. Поэтому необходимость в ГОН и механических частях отпадает. Однако взамен приходится создавать многоканальную (по числу элементов приемника) систему усиления и обработки сигнала либо вводить коммутирующее устройство с весьма низким уровнем шума.

Многоэлементным приемником является также передающая телевизионная трубка, в которой коммутация осуществляется электронным лучом. Зарубежные специалисты считают, что наиболее подходящими для ГСН являются телевизионные трубки типа видикон или десектор. Диапазон спектральной чувствительности трубок зависит от свойств фотослоя. В видиконах для получения хороших накопительных свойств требуется применять материалы с удельным сопротивлением не менее 10^{11} Ом·см. Для решения этого вопроса применяют материалы с зернистой структурой, создают запорный слой, используют охлаждение жидким азотом. В последних зарубежных разработках применяют фотослои на основе германия, сурьмянистого индия, создают видиконы с пироэлектрической и матричной мишенями. Особенностью десекторов является введение в телевизионную трубку фотоэлектронного умножителя.

Светоконтрастные координаторы с обычными чувствительными элементами работают как тепловые, но используют видимый участок спектра.

Лазерные координаторы также не имеют принципиальных особенностей, за исключением весьма узкополосных оптических фильтров, полосы прозрачности которых согласуются со спектром отраженного лазерного сигнала. Это позволяет практически полностью избавиться от влияния фонов, не подсвеченных лучом лазера. Однако, если фон облучается лазером, возникает мешающий сигнал, как это имеет место в радиолокации. Если в системе самонаведения будет использоваться лазерный сигнал с модуляцией сверхвысокой частотой, для его приема необходимы в координаторе специальные быстродействующие фотоприемники: динамические или статические электронные умножители со скрещенными полями, вакуумные фотодиоды, фотоэлементы и фотоумножители бегущей волны [15].

Независимо от типа самонаведения (активное, полуактивное или пассивное) **радиолокационные (РЛ) коорди-**

наторы не имеют принципиальных особенностей. Они строятся на принципах сканирования или моноимпульсного пеленгования. В первом случае диаграмма направленности антенны (ДНА) вращается вокруг оптической оси координатора с некоторой частотой $\omega_{ск}$. При этом в направлении оптической оси образуется равносигнальная зона (рис. 1.15). Отношение амплитуд сигналов при двух положениях ДНА в одной плоскости U_1/U_2 несет информацию об угловом положении цели относительно равно-

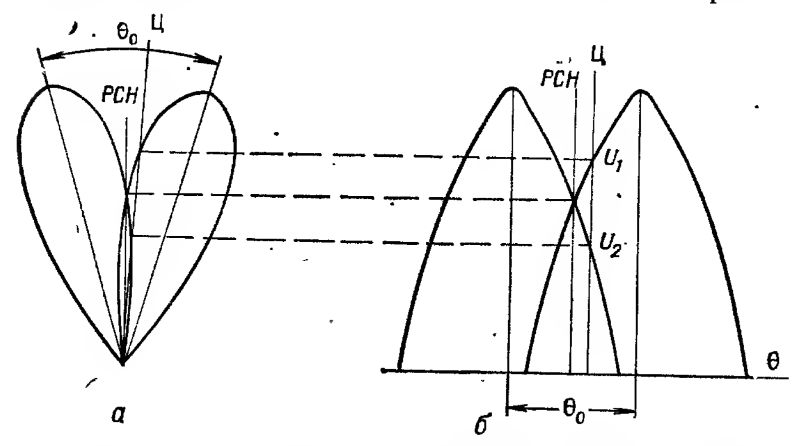


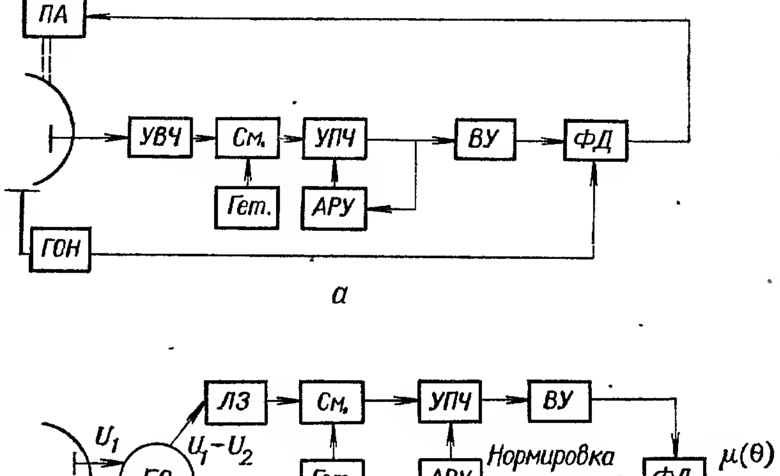
Рис. 1.15. Вид равносигнальной зоны радиолокационных координаторов в полярных *а* и прямоугольных *б* координатах:

θ_0 — угол между осями ДНА в двух противоположных положениях; Ц — направление на цель; РСН — равносигнальное направление

сигнального направления. Подавая на фазовый детектор напряжение огибающей сигнала и опорные напряжения от ГОН, в РЛ сканирующем координаторе так же, как в оптическом сканирующем координаторе, получают сигналы ошибки в ортогональных плоскостях. Функциональная схема такого координатора приведена на рис. 1.16. Формирование равносигнальной зоны здесь осуществляется за счет вращения зеркала антенны или облучателя. Приемник, как правило, выполняется по супергетеродинной схеме. Число преобразований частоты в приемнике с последующим усилением на промежуточных частотах может быть различным и определяется в основном длиной волны. Усилитель высокой частоты может отсутствовать.

В некоторых случаях, особенно в пассивных РЛ координаторах ракет, наводящихся по излучению РЛС, могут

применяться приемники прямого усиления. Это позволяет упростить координатор и получить широкополосный приемный канал, на работу которого мало влияет перестройка несущей частоты РЛС-цели. Однако чувствительность приемника и избирательность координатора тогда существенно ухудшаются.



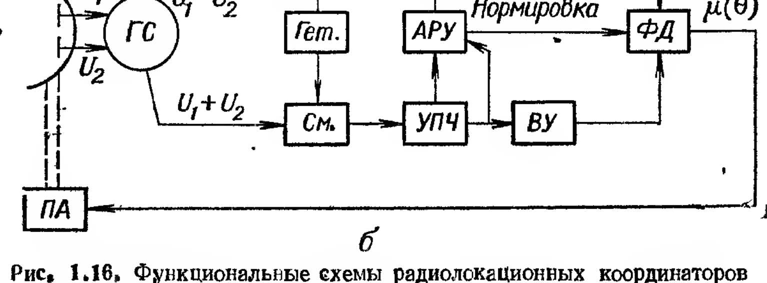


Рис. 1.16. Функциональные схемы радиолокационных координаторов с механическим сканированием *а* и моноимпульсного с суммарно-разностной обработкой сигналов *б*:

УВЧ — усилитель высокой частоты, ГС — гибридное сочленение, ЛЗ — линия задержки, См. — смеситель, Гет. — гетеродин, УПЧ — усилитель промежуточной частоты, АРУ — схема автоматической регулировки усиления, ВУ — видеоусилитель, ФД — фазовый детектор, ПА — привод антенны

Функциональная схема, приведенная на рис. 1.16, *а*, больше соответствует пассивному самонаведению. В большинстве зарубежных СНР применяются полуактивные радиолокационные координаторы. У них, как правило, устанавливают еще один приемник с антенной (хвостовой) для приема прямого сигнала от станции подсвета цели. При этом один и тот же гетеродин используют для

преобразования частоты в головном и хвостовом приемнике. При последнем преобразовании частоты в головном приемнике в качестве опорного напряжения используют сигнал хвостового. Поэтому после преобразования получается сигнал, соответствующий доплеровской частоте атакуемого объекта. На практике имеют дело не с одной доплеровской частотой, а со спектром, ширина которого в основном определяется флюктуациями объекта и различными аппаратурными нестабильностями. Однако спектр доплеровских частот сравнительно небольшой. Это позволяет иметь узкую полосу пропускания в приемном тракте координатора и, таким образом, реализовать высокую чувствительность и избирательность приемника.

Почти все сказанное относительно полуактивного координатора будет справедливо для активного. Но при этом нужно учесть, что при активном самонаведении станция подсвета находится на борту ракеты. Необходимо отметить, что доплеровские системы широко применяются в зарубежных радиолокационных ГСН и станциях. На этом принципе происходит выделение сигналов от движущихся целей на фоне мешающих отражений, существенно уменьшается уровень сигнала от подстилающей поверхности, повышается защищенность от пассивных помех.

В сканирующих координаторах угол рассогласования определяется путем сравнения амплитуд сигналов, принимаемых в разные моменты времени. Вследствие изменения условий излучения, отражения и распространения сигналов амплитуды их флюктуируют во времени. Это приводит к возникновению ошибок и флюктуациям положения антенны координатора. Чтобы избавиться от таких ошибок, применяют РЛ координаторы с моноимпульсными пеленгаторами, в которых сигнал принимается одновременно двумя каналами в каждой из ортогональных плоскостей. При этом координатор усложняется, поскольку приемник становится многоканальным. Конструкция координатора определяется прежде всего принципом моноимпульсного пеленгования. Различают амплитудный, фазовый и амплитудно-фазовый принципы пеленгования [32].

При амплитудном в каждой из двух ортогональных плоскостей образуется мгновенная равносигнальная зона за счет разнесения оптических осей каналов в антенне на некоторый угол θ_0. Расстояние между точками приема практически равно нулю.

При фазовом принципе оси каналов в антенне параллельны ($\theta_0=0$), но разнесены друг от друга на расстояние $2l$. Здесь угол рассогласования определяется разностью фаз сигналов в двух каналах, расположенных в одной плоскости.

Амплитудно-фазовый принцип является комбинацией первых двух.

При моноимпульсной пеленгации различают такие способы получения пеленгационных характеристик: амплитудный с амплитудным чувствительным элементом, фазовый при фазовом чувствительном элементе и суммарно-разностный, при котором образуются суммарный и разностный сигналы [30]. Наиболее распространены амплитудный и фазовый моноимпульсные координаторы с суммарно-разностной обработкой. Функциональная схема такого координатора для одной плоскости приведена на рис. 1.16, *б*. Здесь на выходе антенной системы образуются суммарный (U_1+U_2) и разностный (U_1-U_2) сигналы. В обоих каналах используются одни и те же гетеродины и схемы автоматической регулировки усиления. В разностном канале имеется линия задержки. На выходе фазового детектора получается сигнал, несущий информацию об угле рассогласования. С учетом нормировки этот сигнал имеет вид

$$\mu(\theta) = \mathrm{Re}\left(\frac{\dot{S}\,\dot{\Lambda}^*}{\dot{S}\,\dot{S}^*}\right), \qquad (1.4)$$

где $\dot{S}$ и $\dot{\Lambda}$ — сигналы суммарного и разностного каналов соответственно в комплексном виде; звездочка означает, что эта величина комплексно сопряженная.

При амплитудном принципе пеленгования выражение (1.4) приводится к виду

$$\mu(\theta) = \frac{F(0{,}5\,\theta_0-\theta) - F(0{,}5\,\theta_0+\theta)}{F(0{,}5\,\theta_0-\theta) + F(0{,}5\,\theta_0+\theta)}\cos(\alpha_0-\alpha_S+\alpha_\lambda), \qquad (1.5)$$

а при фазовом

$$\mu(\theta) = \mathrm{tg}(kl\sin\theta)\sin(\alpha_0-\alpha_S+\alpha_\lambda), \qquad (1.6)$$

где $F(0{,}5\,\theta_0\pm\theta)$ — нормированное значение коэффициента усиления антенны в направлении $0{,}5\theta_0\pm\theta$;

α_0, α_λ, α_S — сдвиги фазы сигнала в линии задержки, в разностном и суммарном каналах соответственно;

θ — направление на цель;

$k=2\pi/\lambda$ — параметр при фазовом принципе пеленгования.

На практике применяются различные аппроксимации ДНА. Можно показать, что при наиболее распространенных аппроксимациях для амплитудного принципа пеленгования сигнал на выходе фазового детектора пропорционален углу рассогласования.

Из выражения (1.6) следует, что максимальная чувствительность пеленгатора получается при $\alpha_0 + \alpha_\lambda - \alpha_S = 0{,}5\pi$. Поскольку все параметры для конкретной конструкции координатора будут известны, можно всегда подобрать такую линию задержки в разностном канале, чтобы это условие выполнялось. Тогда для фазового принципа $\mu(\theta) = \operatorname{tg}(kl \sin\theta)$. Из этого выражения следует, что $\mu(\theta) = 0$ при $\theta = 0$. Величина сигнала возрастает при увеличении угла рассогласования θ и не зависит от формы ДНА, а только от расстояния между фазовыми центрами $2l$.

Необходимо отметить, что при достаточно большом отношении длины волны к диаметру антенны возникают неоднозначности определения пеленга цели. Для устранения этого устанавливают дополнительные каналы в каждой плоскости пеленгации.

2. КОМПЛЕКСЫ САМОНАВЕДЕНИЯ

2.1. Структуры и характеристики комплексов самонаведения

Ракетные комплексы принято классифицировать по назначению ракет, которые входят в их состав. В настоящее время за рубежом принята классификация ракет, в которой за основу берется место их базирования и положение цели в пространстве. В соответствии с этим различают комплексы «поверхность — поверхность», «поверхность — воздух» (зенитные ракетные комплексы — ЗРК), «воздух — поверхность» и «воздух — воздух». Эта классификация не строгая, поскольку существуют комплексы с несколькими назначениями. Многие типы комплексов авиационного и корабельного базирования могут применяться для поражения воздушных, наземных и надводных целей. Для этого используют ракеты одного или различных типов.

Несмотря на различия в назначении, ракетные комплексы, в том числе комплексы самонаведения, состоят из следующих систем (средств): обнаружения целей, целераспределения, наведения ракет, обслуживания и пусковой установки с ракетами. В зависимости от дальности действия, важности, размеров и т. п. отдельные системы могут играть бóльшую или меньшую роль в комплексе. Однако в том или ином виде они всегда имеются. Иногда функции нескольких систем объединяются в одной или функции одной системы передаются другой. В комплексах самонаведения (КС) в состав системы наведения обязательно входит головка самонаведения. Если в комплексе используется комбинированная система наведения, самонаведение является ее частью и стыкуется с предварительной подсистемой наведения. Необходимо отметить, что иногда вместо термина «комплекс» применяется термин «система». Однако при этом возникает путаница, поскольку комплекс сам состоит из систем. Поэтому в дальнейшем будем применять только первый термин.

Функциональная связь между системами комплекса показана на рис. 2.1. Система обнаружения производит поиск целей, находящихся в зоне ее действия, определяет их положение в пространстве и проводит предварительный анализ. Состав средств обнаружения в системе определяется зоной ее действия и задачами, для выполнения которых предназначен весь комплекс. Сюда могут входить наземные, корабельные и авиационные РЛС обнаружения, средства оптической, инфракрасной и телевизионной разведки, лазерные и звуковые средства обнаружения.

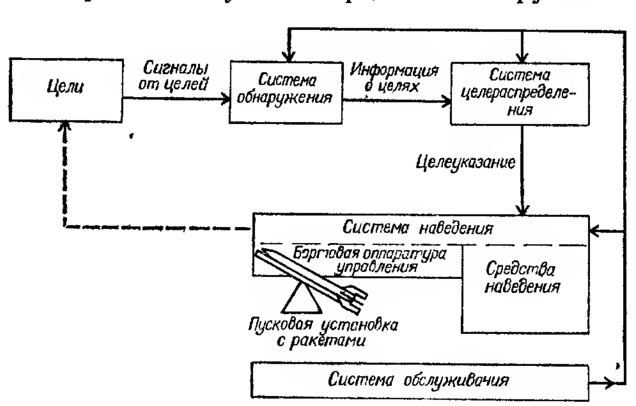


Рис. 2.1. Функциональная схема комплекса самонаведения

Результаты работы системы обнаружения поступают в систему целераспределения. В большом ракетном комплексе основой этой системы является командный пункт, оснащенный вычислительными средствами. Руководит работой командного пункта и принимает окончательное решение на атаку (обстрел) цели командир комплекса.

Результаты решения в виде целеуказания поступают в систему наведения, которая производит захват цели, уточняет ее координаты и другие параметры, определяет точку встречи и момент пуска ракеты. После пуска система наведения управляет ракетой и обеспечивает ее наведение на цель. В состав системы наведения могут входить радиолокационные, оптические, инфракрасные, лазерные и другие средства слежения за целью и ракетой и аппаратура управления. Средства системы наведения частично располагаются в районе базирования комплекса, частично — на борту ракеты (бортовая аппаратура управления).

Самонаводящиеся ракеты до пуска располагаются на пусковой установке. Количество ракет может быть различным. СНР несет боевую часть, которая подрывается с помощью взрывательных устройств у цели и поражает ее.

В состав системы обслуживания могут входить транспортно-заряжающие машины, средства материально-технического обслуживания и ремонта, тренажеры. Рассмотрим на нескольких примерах состав, характеристики и функционирование комплекса самонаведения.

По мнению института оборонных исследований США, наиболее эффективными зарубежными комплексами класса «земля — воздух» являются «Патриот» и ХОК. На их основе предполагается создавать системы ПВО в странах НАТО. Комплекс «Патриот» (старое название SAM-D) имеет многофункциональную РЛС AN/MPQ-53, в которой применена фазированная антенная решетка (ФАР) с диаметром 2,4 м, обеспечивающая электронное сканирование луча в двух плоскостях. Это позволяет с помощью одной станции и командно-наблюдательного пункта AN/MSQ-104 обнаруживать цели, проводить их анализ, переходить на сопровождение наиболее важных из них, определять первоочередность обстрела и обеспечивать наведение зенитных управляемых ракет (ЗУР) по четырем целям одновременно. Для решения этих задач и повышения помехоустойчивости комплекса используется мощный вычислитель, установленный на одном прицепе с многофункциональной РЛС. Командно-наблюдательный пункт, оснащенный средствами индикации цели и управления, быстродействующими вычислительными устройствами и аппаратурой передачи команд, расположен на отдельном автомобиле. В состав батареи комплекса «Патриот» входят одна многофункциональная РЛС, один командно-наблюдательный пункт и до пяти пусковых установок, на каждой из которых размещаются 6 готовых к пуску ракет в контейнерах По мнению зарубежных специалистов, комплекс способен эффективно бороться с воздушными целями в большом диапазоне высот, в том числе с высокоманевренными и низколетящими, с тактическими ракетами класса «воздух — земля», с крылатыми ракетами. Высокая эффективность ЗРК сохраняется в условиях интенсивных помех.

Комплекс ХОК был принят на вооружение в США в 1960 г. и в настоящее время имеется в армиях многих капиталистических государств.

В процессе его совершенствования создан комплекс «Усовершенствованный ХОК». Зона поражения комплекса составляет по высоте от 30 до 11 000 м, по дальности — до 35 км.

При модернизации совершенствовались все основные системы комплекса. В РЛС обнаружения непрерывного излучения поставлен более мощный клистронный передатчик и новый антенный обтекатель, в РЛС обнаружения импульсного излучения установлены твердотельный передатчик и цифровой процессор. Для РЛС комплекса разработаны плоские антенны с весьма низким уровнем боковых лепестков, поставлена встроенная контрольная аппаратура. Усовершенствовано вычислительное устройство командного пункта. Создана новая ракета. Все это позволило повысить надежность и дальность действия систем комплекса, его помехоустойчивость.

Самостоятельной организационной единицей, вооруженной комплексом ХОК, является дивизион, который состоит из огневых и штабной батарей. Последняя кроме функций управления обеспечивает снабжение, техническое обслуживание и ремонт. Основная боевая единица — огневая батарея, в состав которой входят:

две РЛС с непрерывным излучением для обнаружения низколетящих целей;

две РЛС обнаружения с импульсным сигналом;

два радиолокатора наведения ЗУР и подсвета цели и дальномер;

командный пункт, называемый пультом управления огнем;

шесть пусковых установок с ракетами.

Все средства комплекса размещаются на прицепах, однако существует и самоходный вариант, в котором РЛС и командный пункт буксируются гусеничными самоходными пусковыми установками, несущими по три ракеты. Во время боевой работы РЛС обнаружения обеспечивают обзор пространства и выдачу информации о воздушной обстановке на пульт управления, где автоматически вырабатываются целеуказания для станции подсвета. После захвата цели информация поступает также на пульт управления, который выдает команду пуска ЗУР при подходе цели на требуемую дальность. Весь процесс боевой работы полностью автоматизирован. Однако офицер наведения может вмешаться в этот процесс в любой момент.

По сообщениям зарубежной печати, самонаведение применяется также в комплексах «Бладхаунд» Мк2 (Великобритания), «Чапарель», «Ред Ай», «Стингер» (все США) и «Скайгард Спарроу». Все они класса «земля — воздух». Первый из них относится к комплексам большой дальности и имеет комбинированную систему наведения, ЗРК «Скайгард Спарроу» имеет малую дальность, остальные ЗРК относятся к комплексам ближнего действия. Остановимся подробнее на комплексах «Скайгард Спарроу», «Стингер» и «Ред Ай».

Комплекс «Скайгард Спарроу» предназначен для борьбы с воздушными целями, летящими на высотах 50—5000 м со скоростями 28—1350 м/с. В его состав входят РЛ станции обнаружения и сопровождения, командный пункт, до трех счетверенных пусковых установок с ракетами «Спарроу» и две спаренные 35-мм зенитные пушки «Орликон». На одной базе с РЛС обнаружения смонтированы устройство опознавания «свой — чужой» и система оповещения о пуске противником ракеты класса «воздух — земля». Передатчик станции обнаружения работает в 3-см диапазоне, его импульсная мощность 25 кВт, средняя 200 Вт. Обзор пространства осуществляется веерообразным лучом с частотой 1 $с^{-1}$. Ширина ДНА по азимуту 1,3°, по углу места 30°. Дальность обнаружения от 0,5 до 19 км.

Система наведения включает в себя импульсно-доплеровскую РЛС и бортовую аппаратуру с полуактивной РЛ головкой самонаведения. Станция сопровождения имеет карандашный луч шириной 2,4°, ее дальность действия 0,3—15 км. При наличии оптической видимости цель сопровождается с помощью телевизионной камеры, расположенной на станции сопровождения. Командный пункт оснащен вычислительной машиной третьего поколения, выполненной на интегральных схемах и многослойных платах. Она решает задачи анализа воздушной обстановки и выработки данных целеуказания, контроля прохождения боевых команд, определения упрежденной точки и т. п. На основании этих данных командир управляет работой комплекса.

«Стингер» и «Ред Ай» самые простые комплексы самонаведения. Они являются переносными и по существу состоят из пусковой трубы с ракетой и оптического устройства прицеливания. Обнаружение и сопровождение цели до пуска ракеты производится оператором визуально или с помощью простых оптических устройств.

Пассивная инфракрасная ГСН производит захват цели до старта и управляет ракетой на всей траектории. Комплекс «Стингер», который представляет собой усовершенствованный ЗРК «Ред Ай», оснащается также приборами ночного видения и опознавания «свой — чужой».

Из комплексов самонаведения класса «корабль — воздух» остановимся на двух: «Иджис» и «Си Дарт».

Основой американского комплекса «Иджис» является многофункциональная РЛС AN/SPY-1 с фазированной антенной решеткой, предназначенная для обнаружения, сопровождения целей и наведения ракет. Станция работает в диапазоне 10 см. Для обеспечения кругового обзора пространства на кораблях устанавливаются две пары антенн: одна в носовой части корабля, другая на корме. Каждая антенна имеет диаметр 3,65 м и содержит 4100 элементов. Импульсная мощность излучения составляет несколько мегаватт. Подсвет цели осуществляется специальным управляемым радиолокатором AN/SPG-62. На корабле устанавливаются до четырех таких локаторов. Они используются только на конечном участке полета ракеты. Роль командного пункта выполняет система управления огнем Мк1, которая может принимать информацию не только от многофункциональной РЛС комплекса, но и от других радиолокаторов, находящихся на других кораблях и самолетах. Система Мк1 имеет четыре режима работы: автоматический, специальный автоматический, полуавтоматический и ручной. В автоматическом режиме система по установленным критериям производит отбор наиболее опасных целей и автоматически управляет обстрелом их, если не происходит вмешательства командира. В других режимах решение на обстрел принимает только командир. Все системы комплекса оснащены цифровыми вычислителями AN/VYK-7.

Комплекс «Си Дарт» принят на вооружение английских эскадренных миноносцев. Он предназначен для борьбы с воздушными и надводными целями и состоит из системы РЛС обнаружения, станций подсвета, управляющей системы ADAWS-2 (командный пункт) и пусковых установок с ракетами. В состав системы обнаружения входят радиолокаторы типов 992 и 965, осуществляющие обзор воздушного пространства, радиолокаторы типов 978 и 1006 для обнаружения надводных целей. Информация от радиолокаторов обнаружения поступает в систему ADAWS-2, там обрабатывается с помощью вычислительных машин и распределяется по индикаторам. На

суммирующем индикаторе пульта управления оружием отображаются информация о наиболее опасных целях и рекомендации по выбору оружия для их поражения. На основе этого командир принимает решение и передает его офицеру управления, по команде которого РЛС подсвета начинает облучать цель, и пусковая установка разворачивается в требуемом направлении. Ракета наводится полуактивной радиолокационной ГСН. Подсвет цели осуществляется до получения результатов стрельбы. Если цель не поражена, но находится в зоне пусков, по ней пускается вторая ракета. Возможен обстрел одной цели двумя ракетами, а также нескольких целей одновременно.

Авиационные ракетные комплексы (АРК), как правило, являются многоцелевыми. В их состав входят самолёт-носитель, ракеты с различными методами управления, управляемые и неуправляемые бомбы, бортовое оборудование, а также пушечное вооружение. На нескольких примерах рассмотрим состав оборудования, который входит в АРК самонаведения.

По сообщениям зарубежной печати, американский истребитель F-14 вооружен СНР большой дальности «Феникс» и ближнего боя «Спарроу» или «Сайдуиндер». Обнаружение и сопровождение целей осуществляется с помощью импульсно-доплеровской РЛС на дальностях до 300 км и пассивной инфракрасной станцией на дальностях до 160 км. Информация обнаружения обрабатывается бортовым вычислителем, и рекомендации по обстрелу целей высвечиваются на экране индикатора, установленного в кабине оператора. Средства обнаружения, вычислитель, пульт управления и индикаторы объединяются в так называемую систему управления оружием AN/AWG-9, которая обеспечивает одновременный обстрел до шести целей и автоматический контроль неисправностей бортовой аппаратуры, включая ракеты.

Примерами АРК, предназначенными для борьбы с воздушными и наземными целями, могут служить французский истребитель «Мираж-2000» и легкий палубный штурмовик AV—8B+(ВМС США). Оба комплекса поступают на вооружение в первой половине 80-х годов.

В первом из них обнаружение целей обеспечивается на дальностях до 100 км (состав бортовых радиолокаторов приведен в разд. 1.2).

Наведение СНР осуществляется с помощью РЛС и лазерных средств. Для ведения воздушного боя пред-

назначены ракеты с полуактивными радиолокационными ГСН «Мартель Супер» 530 и «Мажик» R550. Против наземных целей будет применяться ракета AS-30L с полуактивной лазерной ГСН. Проведенные испытания полуактивной лазерной системы самонаведения «АТЛИС-2» показали возможность ее использования не только с ракетой AS-30L, но и с другими, оснащенными полуактивными лазерными ГСН. На испытаниях система обеспечивала устойчивый подсвет цели в хорошую погоду и в тумане, позволяла переносить огонь с одной цели на другую.

Палубный штурмовик AV—8B+ будет базироваться на небольших кораблях. Он предназначен для оказания непосредственной поддержки сухопутным войскам, атак кораблей ВМС противника, использования в системе ПВО в качестве дозвукового истребителя. В соответствии с этими задачами штурмовик вооружается СНР класса «воздух — воздух» типа «Спарроу» и класса «воздух — земля» типов «Гарпун» и «Маверик». Для обнаружения целей, наведения ракет и управления средствами комплекса предназначаются многофункциональная РЛС WX-160 с плоской антенной решеткой и цифровой вычислитель AY K-14.

В последние годы за рубежом уделяется большое внимание противокорабельным и противорадиолокационным комплексам. Примером последнего служит АРК F-4G, созданный на базе самолета F-4E «Фантом». На нем вместо пушек установлена аппаратура разведки РЛС, ракеты оснащены пассивными радиолокационными ГСН. В качестве носителей противорадиолокационных самонаводящихся ракет (ПР СНР) в США используются также самолеты А7Е. Обнаружение РЛС-цели производится с помощью пассивной головки самонаведения ракеты или специального устройства AN/ALR-45150. Информация об обнаруженных РЛС поступает в прибор управления огнем AN/AWG-25, который состоит из вычислителя и пульта управления, установленного в кабине пилота. Прибор производит анализ целей и выбирает из них наиболее опасные. Рекомендации выдаются пилоту на пульт управления. Сюда же поступают данные от прибора определения момента пуска AN/APK-38. Пуск ракеты может быть произведен автоматически или пилотом.

Для поражения РЛС системы ПВО в США разрабатывают специальный комплекс «Уайлд Уизел». Один из вариантов АРК создан на базе самолета F-16B. Разведка

РЛС-целей здесь производится с помощью радиолокационного приемника.

Зарубежные противокорабельные комплексы бывают двух классов: «воздух — корабль» и «корабль — корабль». Так, итальянский комплекс «Марте» размещается на вертолете. В комплексе обнаружение целей производит РЛС MM/APQ-706. Получаемые сигналы поступают в блок обработки и распределения данных, в состав которого входит вычислительное устройство. Сопровождение цели и ракеты производится с помощью той же РЛС. Для нее разработано несколько типов антенн, которые могут устанавливаться как под фюзеляжем вертолета, так и над ним. Размеры раскрыва антенны составляют 1,2 м для вертолета AB. 212 и 1,6 м для вертолета SH—3D. Частота вращения антенны 20 и 40 $мин^{-1}$, причем для получения более высокой частоты поступления информации применяется конструкция антенны, в которой два параболоида соединены друг с другом выпуклыми частями. В комплексе используется ракета «Си Киллер» Мк2 с комбинированной системой управления. На начальном участке полет осуществляется по программе и сигналам радиовысотомера, находящегося на борту ракеты, либо используется радиокомандная система. На конечном участке наведение осуществляет полуактивная радиолокационная ГСН, которая принимает отраженные от цели сигналы все той же РЛС MM/APQ-706.

Модернизированный комплекс «Марте» носит название «Маринер». В него дополнительно включено оптическое устройство сопровождения цели. Этот комплекс может устанавливаться на сторожевых катерах.

Противокорабельный комплекс НАТО «Отомат» предназначен для вооружения кораблей любого водоизмещения, а также подвижных средств береговой обороны, вертолетов и самолетов. При корабельном базировании пуск ракеты может производиться при волнении моря до 7 баллов. Разведка целей осуществляется с помощью специальных РЛС, информация от которых подается на пульт управления. Система наведения комбинированная. На начальном участке полета управление ракетой осуществляет инерциальная система и высотомер, на конечном — активная радиолокационная ГСН. Имеется два варианта головки самонаведения: итальянский, в котором ГСН управляет ракетой только по курсу, и французский, где ракета по сигналам ГСН делает перед целью горку, затем пикирует на нее. Комплекс «Отомат» зарубежные

специалисты считают высокоэффективным средством борьбы с надводными целями. Планируется поставка комплекса в страны НАТО и Латинской Америки. В 1978 г. во время испытаний комплекс поразил корабль-мишень на дальности 58 км.

В зарубежных комплексах «корабль — корабль» широко используются самонаводящиеся торпеды, предназначенные для поражения надводных кораблей и подводных лодок. Как правило, они управляются с помощью пассивных или активно-пассивных акустических ГСН. Торпеды могут нести ядерную боевую часть или заряд обычного взрывчатого вещества массой 100—120 кг и более.

2.2. Характеристики самонаводящихся ракет

За рубежом наибольшее распространение ГСН находят в управляемых ракетах, предназначенных для поражения средств воздушного нападения. Воздушные цели обладают большим диапазоном скоростей, высокой маневренностью, небольшими размерами. Это требует эффективного управления ракетами, наводимыми на воздушные цели, особенно на конечном участке траектории. Такая задача наилучшим образом выполняется с помощью головок самонаведения.

Ракеты класса «поверхность — воздух» с головками самонаведения различных типов имеют комплексы наземного базирования «Патриот», «Бладхаунд», ХОК, «Скайгард Спарроу», «Чапарель», «Ред Ай», «Стингер» и корабельного базирования «Стандарт», «Талос», «Терьер», «Тартар», «Си Спарроу», МАСЮРКА Мк2 Мод3, «Си Дарт», «Альбатрос».

В комплексе «Патриот» ракета управляется комбинированным методом: на начальном участке радиокомандами, на конечном наведение осуществляется с помощью полуактивной радиолокационной ГСН. При этом используется оригинальный метод, при котором головка самонаведения не управляет ракетой, а передает сигналы на наземную РЛС, где производится их анализ и вырабатываются сигналы управления ракетой. При этом методе сохраняются преимущества самонаведения (высокая точность) и командного управления, в котором участвуют операторы и мощный наземный вычислитель, позволяющие произвести выделение наиболее опасной цели в группе и повысить помехоустойчивость всей системы наведения ЗУР.

В комплексе «Бладхаунд» применяется самонаведение на всей траектории Это достаточно старый комплекс, который скоро должен заменяться.

При усовершенствовании комплекса ХОК существенно модернизирована ракета. В ней поставлен новый двигатель и более мощная боевая часть. Усовершенствование позволило увеличить дальность действия ракеты, повысить надежность и эффективность. В новой ракете головка самонаведения имеет антенну в виде ФАР и выполнена на интегральных схемах. Полуактивная радиолокационная ГСН управляет ракетой на всей траектории.

В ЗРК «Скайгард Спарроу» используются модифицированные СНР «Спарроу», которые применяются в комплексах «воздух — воздух» (AIM-7E и AIM-7E2) и «корабль — воздух» (RIM-7H). Ракета управляется полуактивной радиолокационной ГСН Подсвет цели осуществляется станцией, смонтированной на пусковой установке. Перед пуском ГСН ориентируется в направлении цели и в ее приемнике устанавливается полоса пропускания, соответствующая доплеровской частоте при полете ракеты. Захват цели головкой производится на траектории.

На ракетах ближнего действия комплексов «Чапарель», «Ред Ай» и «Стингер» применяются развязанные гироскопические ГСН с пассивными инфракрасными координаторами. Захват цели осуществляется до пуска ЗУР со стороны задней полусферы самолета.

ЗУР комплекса «Чапарель» создана на основе авиационной ракеты «Сайдуиндер».

Ракеты комплексов «Ред Ай» и «Стингер» имеют небольшую массу и являются переносимыми. Стрельба осуществляется по принципу «вижу — стреляю». После пуска сопровождение цели и ЗУР не производится и операторы могут выполнять другие задачи. Характеристики ЗУР наземного базирования приведены в табл. 2.1.

По сообщениям зарубежной печати, в настоящее время ведутся работы по усовершенствованию ЗУР с инфракрасными головками самонаведения. В частности, проводится модернизация ЗУР «Чапарель». На ней устанавливаются новый двигатель, разработанный для ракеты «Спарроу», и новая боевая часть, которая будет содержать 3,08 кг октола и готовые осколки кубической формы из вольфрамового сплава. Принимаются меры для обеспечения стрельбы по приближающейся цели. В Японии ведутся разработки ЗУР с пассивной инфракрасной ГСН. Предполагается, что ее длина будет 3 м, диаметр 17,7 см,

Таблица 21

ЗРК	Скорость (число М)	Макс. дальность, км	Макс. высота км	Тип ГСН	Масса, кг	Длина, м	Диаметр, см	Размах крыльев, м	Боевая часть
«Патриот»	>1			РЛ		5,2	40		Ядерная обычная
«Усовершенствованный ХОК»	>1	35	11	РЛ	580	5,12	35	1,22	Обычная
«Бладхаунд»	>1	80		РЛ		8,46	55	2,83	»
«Скайгард Спарроу»	>1	10	5	РЛ	200	3,6	20		»
«Чапарель»	>1	4	1,5	ИК	84	2,91	13	0,64	»
«Ред Ай»	>1	3	1	ИК	13	1,22	7		»
«Стингер»	>1			МК	15,7	1,52	7		»

масса 100 кг. Для защиты мест базирования баллистических ракет МХ в США создается противоракета с инфракрасной головкой самонаведения, обеспечивающей наведение на конечном участке полета при высотах более 9 км. В качестве чувствительного элемента координатора предполагается использовать сканирующую матрицу или мозаичный фотоприемник.

Из числа ЗУР корабельного базирования «Талос» является единственным представителем ракет большой дальности. Эта ракета состоит на вооружении только в ВМС США и имеет комбинированную систему наведения с полуактивным самонаведением на конечном участке. Большие размеры и масса ракеты не позволяют размещать ее на небольших судах. Кроме того, система наведения имеет недостаточную помехоустойчивость, эффективность ракеты существенно падает при стрельбе на большие расстояния. Поэтому ракету планируют заменить в 80-х годах.

К ракетам средней дальности первого поколения относятся «Тартар», «Терьер», МАСЮРКА и «Си Дарт».

В корабельном ЗРК «Тартар» используется ракета RIM-24 с полуактивной радиолокационной ГСН, работающей в короткой части сантиметрового диапазона. По программе модернизации предусмотрена ее замена на ракету «Стандарт». С 1977 г. уже начали выпускаться комплексы «Тартар/Стандарт».

Ракета «Терьер» состоит на вооружении ВМС США с 1956 г. За это время она прошла ряд модернизаций от RIM-2A до RIM-2F. Во всех модификациях применяется полуактивная радиолокационная система самонаведения.

Как видно из табл. 2.2, в которой приведены характеристики зенитных самонаводящихся ракет корабельного базирования, RIM-2 для ракет средней дальности является тяжелой. Поэтому в 1980-х годах планируется ее замена на ракету «Стандарт».

Таблица 2.2

Наименование комплекса или ракеты	Шифр ракеты	Скорость (число М)	Макс. дальность, км	Макс высота, км	Масса, кг	Длина, м	Диаметр, см
«Талос»	RIM-8	2,5	130	26,5	3175	9,53	76
«Терьер»	RIM-2	2,5	35	20	1400	8	30
«Тартар»	RIM-24	>2	30	20	680	4,6	30
МАСЮРКА	Мк2 Мод. 3	2,5	40	20	1850	8,57	41
«Си Дарт»		3,5	30	25	550	4,36	42
«Стандарт» MR		2	18	20	590	4,57	30,5
«Стандарт» ER		2,5	55	20	1060	8,23	0,5
«Аспид 1А»		2,5	12	5	220	3,66	20

Примечание. MR — ракета средней дальности, ER — ракета с увеличенной дальностью, все ГСН радиолокационные

Французский ЗРК МАСЮРКА имеет ракеты Мк2 в двух модификациях: Мод. 2 с радиолокационным управлением, Мод. 3 с полуактивной радиолокационной ГСН.

Все вышеупомянутые ракеты ВМС предназначены в первую очередь для борьбы с самолетами противника. Предусматривалась также возможность их применения по надводным или наземным целям. Однако, по мнению военно-морских специалистов стран НАТО, в последнее время резко возросла угроза обстрела кораблей противокорабельными ракетами большой и малой дальности. Борьба с ними затруднена из-за малой величины ЭПР и подлета к кораблям на низких высотах. В связи с этим задача поражения противокорабельных ракет становится весьма злободневной. Она начала решаться при модернизации комплекса «Си Дарт».

ЗУР комплекса «Си Дарт» имеет полуактивную радиолокационную головку самонаведения с четырьмя интерферометрическими антеннами, расположенными вокруг воздухозаборника двигателя. Ракета наводится методом параллельного сближения с меняющимся в полете коэффициентом навигации. Боевая часть осколочно-фугасного действия.

В 1975—1977 гг. на вооружение ВМС стран НАТО стали поступать американские СНР «Стандарт», которые

имеют несколько модификаций. Они являются унифицированными и используются в ракетных комплексах различных классов, в том числе в ЗРК «Терьер», «Тартар» и «Иджис».

Военно-морские специалисты НАТО пришли к выводу о необходимости включать в вооружение кораблей ВМС для борьбы с противокорабельными ракетами ЗРК малой дальности, которые имеют небольшое работное время. К ним относятся комплексы «Си Спарроу» (США) и «Альбатрос» (Италия). Ракеты этих комплексов имеют небольшие массу и габариты и сравнительно низкую стоимость. Они предназначены в первую очередь для борьбы с низколетящими целями, поэтому обладают малой досягаемостью по высоте. На одной пусковой установке размещаются 4—8 ракет. В американском комплексе «Си Спарроу» используется унифицированная ракета AIM-7E, «Спарроу-III» с полуактивной радиолокационной ГСН. Принятый на вооружение стран НАТО комплекс «Си Спарроу» имеет модифицированную ракету RIM-7H, которая отличается складывающимися стабилизаторами и меньшей длиной. В комплексе «Альбатрос», который принят на вооружение итальянских ВМС в 1973 г., также применялась ракета «Спарроу». При модернизации комплекса ракета была заменена на ракету «Аспид-1А» с несколько большей дальностью, которая также имеет полуактивную радиолокационную ГСН.

Рассмотрим зарубежные СНР класса «воздух — воздух». Они в основном оснащаются пассивными инфракрасными или полуактивными радиолокационными головками самонаведения. Во время агрессии в Юго-Восточной Азии авиация США применяла ракеты этого класса трех типов: «Фолкон», «Спарроу-III» и «Сайдуиндер». По мнению специалистов США, они оказались недостаточно эффективными из-за конструктивных недостатков и слабой подготовленности личного состава по их применению в условиях маневренного боя. В связи с этим были проведены модернизации этих ракет и разработаны новые, в основном для ведения ближнего боя.

Наиболее распространенными ракетами класса «воздух — воздух» является семейство «Сайдуиндер». По классификации американских специалистов, они имеют дальность действия, промежуточную между малой и средней. В настоящее время имеется три поколения ракет. К первому относят «Сайдуиндер-1А» модификаций AIM-9B, AIM-9F и AIM-9E. Ракета состоит на вооружении стран

НАТО. Она способна бороться с маневрирующими целями. Пассивная инфракрасная ГСН может наводить ракету на цели, расположенные на различных фонах, в том числе освещенных солнцем. Начиная с модификации AIM-9F, в инфракрасных ГСН применяется охлаждаемый фотоприемник, который позволил повысить чувствительность и ослабить влияние фона. СНР AIM-9B выпускается с 1956 г., до 1962 г. произведено 80 000 ракет, в последних 9000 введены улучшения системы управления.

Во втором поколении ракет «Сайдуиндер-1С» применяются модификации с пассивной инфракрасной (AIM-9D, AIM-9J) и полуактивной радиолокационной (AIM-9C, AIM-9G и AIM-9H) головками самонаведения. У них усовершенствован двигатель, что позволило поднять досягаемость по высоте до 18 км, улучшается инфракрасная ГСН. Радиолокационная головка самонаведения способна наводить ракету как по отраженному от цели сигналу подсвета, так и по ее (цели) собственному радиоизлучению. Повышены возможности борьбы с маневрирующими целями. Масса ракеты увеличилась до 84 кг.

К третьему поколению относится ракета AIM-9L с инфракрасной ГСН. В ней используется глубокое охлаждение фотоприемника жидким азотом. Холодильник основан на принципе дросселирования и весь располагается внутри ракеты, что позволило принять ее для вооружения многих типов самолетов, а не только имеющих специальное оборудование для охлаждения. Охлаждение фотоприемника позволило расширить диапазон ракурсов атаки целей. Головка самонаведения ракеты AIM-9L может работать по собственному тепловому или переотраженному лазерному излучению целей. При использовании на самолетах прибора лазерного подсвета обеспечивается атака целей при любом ракурсе. На ракете установлена кольцевая боевая часть. Все это позволило увеличить дальность действия, повысить способность борьбы с маневрирующими целями и, в конечном счете, поднять эффективность АРК. Модификация AIM-9L выпускается с 1975 г., масса ракеты увеличилась до 86 кг.

На базе ракеты «Сайдуиндер» изготовляются различные типы ракет как в США, так и в других странах. О некоторых из них говорилось, когда рассматривались ЗУР наземного базирования. Дополнительно необходимо отметить, что в США на основе модификации AIM-9 создана ЗУР, которую предполагают применять для борьбы с противокорабельными ракетами. На базе ракеты «Сайдуин-

дер» с инфракрасной ГСН создаются СНР класса «воздух — воздух»: AAM-1 в Японии, «Шафрир» в Израиле, R550 «Мажик» во Франции. В США создается модификация AIM-9M с повышенной помехоустойчивостью системы наведения. Кроме того, по программе ASRAAM (развитие ракет «воздух — воздух» малой дальности) исследуются пути создания на базе «Сайдуиндер» ракеты 80-х годов.

В модификации AIM-7F ракеты «Спарроу» установлена твердотельная полуактивная радиолокационная ГСН с моноимпульсным координатором, повышена эффективность боевой части, обеспечена борьба с целями, маневрирующими с перегрузками до 7g. На базе «Спарроу» создана многоцелевая ракета «Аспид», которая состоит на вооружении стран НАТО в классах «воздух — воздух» и «корабль — воздух». В английской ракете «Скай Флеш» использован корпус «Спарроу», но вся аппаратура изготовлена европейскими фирмами. При этом повышена помехоустойчивость полуактивной радиолокационной системы самонаведения и взрывательного устройства. В электронных блоках применены гибридные пленочные и интегральные схемы.

Во Франции разработана в 1958 г. СНР средней дальности R530, оснащенная полуактивной радиолокационной или пассивной инфракрасной ГСН. Ракета совершенствуется. Новая СНР будет именоваться «Супер-530». Она отличается повышенным потолком (до 21 км) и большими возможностями по поражению высокоскоростных целей. По длине ракета больше предшественницы на 26 см.

Легкие ракеты семейства «Фолкон» выпускаются с 1958 г. В настоящее время на вооружении состоит несколько модификаций. Ракета AIM-4D оснащена пассивной инфракрасной ГСН и способна бороться с бомбардировщиками и высокоманевренными истребителями противника. Такая же головка имеется в ракете AIM-4G. В этой модификации установлена высокоэффективная боевая часть массой 18 кг. Ракета несколько укорочена (до 105,7 см) и имеет массу 65,7 кг. Ее скорость достигает 3 М.

Модификации AIM-4A, AIM-4C, AIM-4E, AIM-4F и XAIM-26A имеют полуактивные радиолокационные головки самонаведения. В ракетах AIM-4E и AIM-4F установлены новые двигатели, повышены скорости и эффективности боевых частей. Еще более улучшены эти характе-

ристики в модификации XAIM-26A. Это произошло за счет увеличения массы (до 90 кг) и габаритов (диаметр 28 см, размах крыльев 60 см) ракеты.

По мнению зарубежных специалистов, для расширения возможностей самолеты должны вооружаться ракетами различной дальности действия. Основным оружием самолета F-14 является ракета большой дальности действия «Феникс» AIM-54. Она способна бороться с воздушными целями, летящими на различных высотах. Отмечается, что ракета поразила мишень QF-86, совершающую маневр с перегрузкой 6*g*. При этом перегрузка ракеты составила 17*g*. Максимальное полетное время ракеты составляет 3 мин. Система наведения комбинированная: вначале полет по программе, затем полуактивное радиолокационное самонаведение, на конечном участке работает активная импульсно-доплеровская радиолокационная ГСН. Последняя может при потере цели осуществлять ее перезахват, а также наводить ракету на источник помехи. Ракета постоянно совершенствуется. В модификации AIM-54C применяется новое вычислительное устройство, твердотельный приемопередатчик, цифровой автопилот.

Развитие ракет средней дальности в США производится по программе AMRAAM, которая началась в 1976 г. В ней участвует на конкурсных началах ряд фирм. По программе должна быть разработана ракета для замены «Спарроу» после 1985 г. Масса ее не должна превышать 160 кг (желаемая масса 90 кг), масса боевой части должна быть в пределах 14—22 кг. К перспективной ракете предъявляются требования по борьбе с высокоскоростными и маневрирующими с большими перегрузками целями. Ракета будет оснащаться микропроцессором, активной или полуактивной радиолокационной ГСН, для которой разрабатывается моноимпульсный приемник.

По мнению авиационных специалистов США, кроме вышеприведенных дорогих ракет класса «воздух — воздух» необходимо также иметь и дешевые. Отражением этих взглядов является разработка упрощенной ракеты LCLM. Самолет F-16 сможет нести шесть таких ракет, т. е. в два раза больше, чем ракет «Сайдуиндер». Облегченная ракета будет управляться пассивной инфракрасной ГСН с охлаждаемым сернистосвинцовым фотоприемником. Считается также, что ракеты AMRAAM, LCLM будут создавать меньшее лобовое сопротивление, чем существующие, и позволят носителям иметь более динамичные характеристики.

В табл. 2.3 приведены характеристики некоторых ракет класса «воздух — воздух».

Таблица 23

Ракета	Дальность	Скорость (число М)	Макс дальность, км	Макс. потолок, км	Масса, кг	Масса боевой части, кг	Длина, м	Диаметр, см	Размах крыльев, м
«Феникс» AIM-54A	б	До 5	165	>30	380	60	3,96	38	0,91
«Спарроу-III» AIM-7	ср		25		200	30	3,65	20	1,0
R530	ср	3	18		195	27	3,28	26	1,1
«Сайдуиндер-1А»	ср — м	2	18	15	75		2,84	12,7	0,61
«Шафрир»	ср — м			18	93	11	2,6	16	
R550 «Мажик»	ср — м		10		90,7		2,8	16	0,65
«Фолкон» AIM-4D	м	4	10		60		1,98	16,25	0,51
«Супер Фолкон» AIM-4E	м	3	10		63		2,18	16,5	0,61
LCLM	м	—			36		2,0	11,5	0,4

Примечание. б — большая дальность, ср — средняя, ср — м — промежуточная между средней и малой, м — малая дальность.

На вооружении авиации кроме ракет класса «воздух — воздух» состоят ракеты «воздух — поверхность», а также многоцелевые ракеты, способные выполнять те и другие задачи. В ракетах «воздух — поверхность» наблюдается тенденция использовать полуактивные и активные радиолокационные ГСН для наведения по надводным целям («воздух — корабль»), телевизионные — по наземным («воздух — земля») и пассивные радиолокационные — по РЛС зенитных комплексов («воздух — РЛС»).

Противокорабельные ракеты базируются как на воздушных, так и на наземных и надводных объектах. Часто при этом используются одни и те же типы ракет. Их основные характеристики приведены в табл. 2.4.

Наиболее распространенными противокорабельными ракетами являются «Гарпун», «Отомат» и «Томагавк».

Американская ракета «Гарпун» предназначена для поражения широкого класса надводных целей, в том числе крупных. Она может также применяться по подводным лодкам и наземным целям. Ракетой вооружаются подводные лодки, надводные корабли, в том числе сторожевые патрульные самолеты типа «Викинг» и «Орион» и штурмовики А-6, А-7. Модификация RGM-84A может применяться с дополнительным двигателем. Система управления ракетой

Таблица 2.4

Ракета	Скорость (число М)	Максимальная дальность, км	Масса, кг	Масса боевой части, кг	Длина, м	Диаметр, см	Размах крыльев, м
«Гарпун»		120	552	227	3,84	34	0,83
«Гарпун» с дополнительным двигателем			667		4,57	34	0,83
«Томагавк»		480			5,56	53	
«Томагавк» с дополнительным двигателем	1				6,25	53	
«Отомат»	1	200	770	210	4,46	46	1,35
«Си киллер»	1	25	300	70	4,7	20,6	1,0
«Корморан»	0,95	35	600	160	4,4	34	1,0
ASSM	2	180	820				
ASSM с дополнительным двигателем	2	180	970				
«Экзосет-38»	0,93	42	735	165	5,2	35	1,0
«Экзосет-39»	0,93	50	650	165	4,7	35	1,0
«Экзосет-40»	0,93	70	825	165	5,65	35	1,0
XASM-1	0,9	90	610	200	3,98	34	1,2
«Пингвин»	0,8	40	340	120	3,0	28	1,4

комбинированная: инерциальное наведение в сочетании с радиовысотомером в начале и активная радиолокационная ГСН в конце траектории. Ракета постоянно совершенствуется. На основании использования автопилота с бортовым вычислителем расширяются поисковые возможности системы наведения с учетом селекции целей. Прорабатывается вертикальный старт ракеты, использование на ней телевизионной ГСН. Стоимость СНР составляет около 0,5 млн. долл.

Ракета «Отомат», разработанная в 1974 г. совместно французскими и итальянскими фирмами, по назначению, месту базирования и системе наведения сходна с СНР «Гарпун». Кроме того, она может располагаться на береговых пусковых установках. Для ракеты разработаны два типа ГСН: итальянская управляет только по курсу, французская позволяет произвести кабрирование вблизи цели с последующим пикированием на нее.

СНР «Томагавк» (BGM-109, AGM-109) более универсальна. Она используется как противокорабельная с дальностью действия до 480 км, а с ядерной боеголовкой применяется для поражения наземных объектов на дальностях до 3200 км. В противокорабельном варианте ракета осуществляет полет над морем на высоте нескольких метров. Это весьма затрудняет обнаружение и поражение ее

средствами ПВО. Кроме активной радиолокационной ГСН рассматривается возможность установки на ракете телевизионной головки.

Менее распространены противокорабельные СНР «Си киллер» (Италия), ASSM (ФРГ совместно с Францией, Англией, Голландией, Норвегией и США), «Корморан» (ФРГ), «Пингвин» (Норвегия), «Экзосет» (Франция), XASM-1 (Япония).

Ракета «Си киллер» входит в состав авиационных и корабельных комплексов (см. подразд. 2.1). Она имеет комбинированную систему наведения: вначале ракета летит на малой высоте, получая информацию от бортового высотомера, и наводится по курсу радиокомандами, на конечном участке включается полуактивная радиолокационная ГСН. Ракета управляется поворотом крыла, находящегося в средней части корпуса. Полубронебойная осколочно-фугасная боевая часть оснащена неконтактным и ударным взрывателями.

Авиационная ракета «Корморан» AS-34 состоит на вооружении ВВС ФРГ с 1964 г. Она имеет такую же комбинированную систему наведения, как ракета «Си киллер». Во второй половине 80-х годов планируется ее замена противокорабельной сверхзвуковой ракетой ASSM. ASSM должна базироваться на надводных, подводных, наземных и воздушных носителях Для наведения ее создается комбинированная теплорадиолокационная головка самонаведения.

Французские СНР «Экзосет» имеют несколько вариантов для наземного, корабельного (SM и MM) и авиационного (AM) базирования. Состоящие на вооружении ракеты «Экзосет-38» заменяются на более совершенные «Экзосет-39» и «Экзосет-40». Система наведения во всех вариантах комбинированная с активным радиолокационным самонаведением на конечном участке. В них использованы отдельные узлы от ракеты «Корморан».

В 1977 г. началась разработка противокорабельной ракеты в Японии для вооружения самолетов F-1. Система наведения комбинированная с активной радиолокационной головкой самонаведения.

«Пингвин» относится к легким ракетам. Она имеет комбинированную систему наведения: инерциальное управление на начальном и пассивное самонаведение (с помощью инфракрасной ГСН) на конечном участке. Ракета состоит на вооружении ряда стран НАТО, в том числе США. Дальность полета при пуске с корабля составляет 20 км,

при стрельбе с воздушных носителей увеличивается до 40 км.

Типичным представителем авиационного оружия, предназначенного для поражения малоразмерных целей (танки, бронетранспортеры, ракетные и артиллерийские установки, полевые укрепления и др.) является СНР «Маверик». Она состоит на вооружении различных типов самолетов, в том числе F-4D, F-4E, F-4G, A-10, F-111, F-16, A-7D. Масса ракеты 209 кг, масса боевой части 59 кг, длина 246 см, диаметр 30 см, размах крыльев 71 см. Ракета является базовой и имеет несколько вариантов, отличающихся типом головки самонаведения.

AGM-65A оснащается телевизионной ГСН. Головка захватывает цель до пуска. Изображение участка местности, где расположена цель, высвечивается на экране летчика, который производит пуск ракеты при выходе к цели на требуемое расстояние около 10 км. После пуска ракета управляется автономно головкой самонаведения. Экспериментально подтверждена высокая точность самонаведения ракеты: на испытаниях из 500 ракет 90 % попали в цель, в серийных партиях цель накрывалась в 92,2 % случаев.

Модификация AGM-65B является более совершенной. В ней используется телевизионная ГСН с улучшенной оптической системой, поле зрения уменьшено с 5 до 2,5°. Это позволило увеличить дальность захвата цели и пуска ракеты. Обе модификации предназначены для использования только в дневное время.

От этого недостатка свободна модификация AGM-65C с полуактивной лазерной ГСН, способной наводить ракету по целям, имеющим малый естественный контраст. Для модификации AGM-65C разработана осколочно-фугасная боевая часть повышенной эффективости Мк19 массой 113 кг. Эта боевая часть может применяться и с другими модификациями ракеты «Маверик». При этом повышается общий вес ракеты и увеличивается на 102 мм ее длина. Отрицательной стороной лазерной головки самонаведения является необходимость подсвета цели с самолета до конца полета ракеты.

Для модификации AGM-65D разработан вариант инфракрасной ГСН, использующей одновременно два участка спектра: 3—4 мкм и 8—12 мкм. Такое решение позволяет лучше подавить фоновые сигналы, получить изображение более контрастное, чем в телевизионной головке.

К такому же классу, что и «Маверик», относится французская ракета AS-30. Модификация AS-30L имеет лазер-

ную полуактивную ГСН. Длина ракеты 3,65 м, размах крыльев 2 м, диаметр 30 см. Масса ракеты 520 кг, масса боевой части 240—250 кг. Дальность действия 10—12 км. Ракета разгоняется до скорости 410—450 м/с при скорости носителя М = 0,7—0,9. При такой скорости самолет на одном заходе может поразить только одну цель, которую подсвечивает лазерным лучом. Чтобы успеть поразить несколько целей, необходимо сократить работное время АРК и повысить скорость ракеты до М = 2. Это предполагается сделать в модификации AS-2L.

Для поражения бронированных точечных целей предназначаются также легкие ракеты «Хеллфайр» (США) и «Сейбр» (Англия).

Длина ракеты «Хеллфайр» должна быть не более 180 см, масса 43 кг (масса кумулятивной боевой части около 9 кг), диаметр 18 см, размах крыльев 33 см. Ракетами «Хеллфайр» планируется вооружить вертолеты (АН-64 сможет нести до 16 ракет) и самолеты. При ее разработке широко использовалось модульное конструирование. В частности, предусмотрена возможность использования различных типов ГСН, включая полуактивную лазерную и пассивную тепловую. Предполагается также создание комбинированной теплорадиолокационной головки. Комплекс, вооруженный ракетой «Хеллфайр», должен поражать несколько целей при одном заходе самолета. Поэтому отдается предпочтение пассивным системам самонаведения.

Ракета «Сейбр» создается на базе ЗУР «Рапира» как средство борьбы с танками и вертолетами. Она устанавливается на вертолетах и самолетах непосредственной поддержки пехоты. Длина ракеты 2,5 м, размах крыльев 38—43 см, диаметр корпуса 15—18 см. Масса ракеты 56,7 кг, скорость дозвуковая, дальность действия от 1 до 6 км. Один штурмовик сможет нести до 10 ракет, из них до четырех должны запускаться при одном заходе. В ракете устанавливается полуактивная лазерная ГСН. Хотя «Сейбр» считается оружием нового поколения, в ней широко используются ранее разработанные и проверенные элементы (от ЗУР «Рапира» взято 60 % элементов автопилота). Это позволяет, по мнению разработчиков, обеспечить ее высокую надежность. ВВС Англии рассматривают возможность создания на основе «Сейбра» многоцелевой авиационной ракеты с полуактивной лазерной ГСН. Скорость полета предполагается довести до М = 2.

На основе ракет «Хеллфайр» и «Сейбр» по программе WAAM в странах НАТО разрабатывается новое семейство боеприпасов для поражения бронетанковой техники. Перспективные боеприпасы предполагается иметь в виде мини-ракет с головками самонаведения, работающими в инфракрасном или миллиметровом диапазонах.

В классе ракет «земля — земля», реже, чем в других, используется самонаведение. Однако в последнее время ГСН нашли и здесь применение. Баллистическая ракета «Першинг-2» оснащается активной радиолокационной ГСН, которая обеспечивает наведение на конечном участке на основе сравнения получаемого ею радиолокационного изображения местности с эталоном, имеющимся на борту. Такое решение привело к необходимости установки в носовой части ракеты радиопрозрачного обтекателя.

Прорабатывается вариант баллистической ракеты «Ланс» с головной частью, в которой размещено несколько боевых элементов. Каждый боевой элемент представляет собой мини-ракету с пассивной инфракрасной ГСН и кумулятивной боевой частью для поражения бронированных целей. Головная часть ракеты «Ланс» должна раскрываться при подлете к району скопления бронетанковой техники. Масса мини-ракеты 13,6 кг, длина 76 см, диаметр корпуса 15 см, размах оперения 45 см.

Ракеты радиоэлектронной борьбы, оснащенные пассивными радиолокационными головками самонаведения, возникли в связи с насыщением системы ПВО радиоэлектронными средствами, обеспечивающими ее высокую эффективность. Уничтожение радиоэлектронных средств приводит к нарушению управления зенитными комплексами и авиацией ПВО, выводу из строя самих зенитных комплексов. Ракеты радиоэлектронной борьбы достаточно широко применялись во время боевых действий в Юго-Восточной Азии и на Ближнем Востоке. На вооружении авиации капиталистических стран имеются противорадиолокационные ракеты (ПРР) «Шрайк» AGM-45A, «Стандарт ARM» AGM-76, ХАРМ AGM-88A, «Бразо» (все США) и «Мартель» AS-37 (Франция). Головки самонаведения ракет имеют моноимпульсный координатор. Пуск ракеты производится, как правило, после захвата головкой самонаведения выбранной цели и выхода АРК в район эффективной дальности. Полет происходит сначала по программе, на конечном участке осуществляется самонаведение. Некоторые характеристики ракет этого типа приведены в табл. 2.5.

Зарубежные специалисты отмечали, что опыт применения ракеты «Шрайк» во Вьетнаме показал ее недостаточную дальность полета, в результате чего АРК вынужден был входить в зону действия ПВО, небольшой

Таблица 2.5

Ракета	Скорость (число М)	Максимальная дальность, км	Масса, кг	Масса боевой части, кг	Длина, м	Диаметр, см	Размах крыльев, м
«Шрайк»	2	20	177	66	3,05	20	0,91
ХАРМ	3—4	>16	354		4,17	24	1,13
«Стандарт»		50	635	100	4,57	34	1,09
«Мартель»		60	530	150	4,2	40	1,2

радиус поражения боевой части (15—20 м), а также недостаточную помехозащищенность системы управления. В 1965—70 гг. было произведено 8500 ракет, из них 5000 использованы во Вьетнаме. Ракета прошла несколько модернизаций. При этом улучшалась система управления, осваивались новые радиодиапазоны. Несколько модернизаций были направлены на применение ракеты против РЛС, расположенных на кораблях.

Ракета «Стандарт ARM» AGM-76 представляет собой модификацию ракеты «Стандарт» RIM-66. В ней устранен ряд недостатков, выявленных при использовании ПРР «Шрайк». Повышена чувствительность и помехозащищенность головки самонаведения, увеличена масса боевой части. В состав АРК введены разведывательная аппаратура и вычислительное устройство. Выпускается несколько модификаций ракеты «Стандарт ARM». Наличие специальных программ в бортовом вычислителе ракеты позволяет повысить устойчивость системы самонаведения при пропадании сигнала от РЛС-цели.

По сообщениям зарубежной печати, в ракете «Мартель» AS-37 предусмотрена возможность поиска сигналов цели по несущей частоте и угловому положению.

Специалисты США ведут непрерывную работу по совершенствованию ракет радиоэлектронной борьбы: увеличивают дальность и скорость полета, повышают чувствительность, селектирующие способности и помехоустойчивость ГСН и всей системы наведения. Для замены ракет «Шрайк» и «Стандарт ARM» разработана ракета ХАРМ — высокоскоростная противорадиолокационная ракета. По размерам и массе она занимает промежуточное

положение. Значительное повышение скорости приводит к большому нагреву обтекателя, поэтому он выполняется из температуроустойчивого радиопрозрачного материала, способного выдерживать температуры до 1100 К в течение нескольких секунд (полиамид кварца). Корпус ракеты способен выдержать большие перегрузки. ГСН ракеты жестко связана с корпусом. Основными носителями ракеты ХАРМ являются самолеты А4, F-14, А6, S3, Р-3С.

На базе ракеты «Спарроу» создается ПРР класса «воздух — воздух», которая называется в ВВС США «Пейв ARM», в ВМС — «Бразо». Летные испытания ракеты по беспилотной скоростной мишени прошли успешно.

Дальнейшее совершенствование противорадиолокационных ракет зарубежные специалисты предполагают проводить по пути оснащения их комбинированными ГСН: радиолокационное приемное устройство дополняется инфракрасным устройством или устройством, реагирующим на паразитное излучение электрооборудования. Источниками такого излучения могут являться электрические источники питания, система зажигания, кондиционер и др.

При конструировании ракет за рубежом широко применяется унификация. Это проявляется в модульном конструировании, создании семейств ракет, оснащении одного и того же типа ракет различными системами наведения, а также в многоцелевом назначении.

Ракета «Сайдуиндер» имеет модификации с пассивными инфракрасными, полуактивными радиолокационными и лазерными головками самонаведения. Варианты этой ракеты используются как в качестве авиационных, так и зенитных, на ее основе создается противоракета в США, авиационные ракеты в Израиле и Японии.

В СНР «воздух — воздух» «Спарроу» также могут устанавливаться головки самонаведения различных типов. На основе этой ракеты созданы ЗУР «Си Спарроу», «Спарроу», многоцелевая европейская ракета «Аспид», английская «Скай Флеш», противорадиолокационная «Бразо».

Ракеты «Маверик» и «Хеллфайр» могут использоваться с различными пассивными и полуактивными головками самонаведения.

Многие противокорабельные ракеты могут стартовать с наземных, надводных и воздушных носителей.

Одной из последних унифицированных многоцелевых ракет является «Стандарт». Она начала создаваться как корабельная ЗУР для замены ракет в комплексах «Терьер» и «Тартар». В ракете реализованы современные техни-

ческие решения. С самого начала разрабатывались два варианта: MR — средней и ER — увеличенной дальности действия. В обоих поставлены твердотопливные двигатели, в ER — дополнительный твердотопливный ускоритель. Ракета оснащалась комбинированной системой наведения с полуактивной радиолокационной ГСН. Система наведения совершенствуется. Сканирующий координатор заменяется на моноимпульсный, аналоговый вычислитель — на цифровой, улучшена инерциальная часть системы наведения, установлен бортовой ответчик для обеспечения более уверенного сопровождения ракеты до начала самонаведения.

В 1979 году выпускались следующие модификации ракеты:

YRIM-66A — средней дальности, предназначенная в первую очередь для замены ракеты «Тартар»;

RIM-66B — подобная YRIM-66A, но с улучшенным двигателем;

RIM-66C — это ракета RIM-66B, приспособленная для ЗРК «Иджис»;

RGM-66D, RTM-66D и RGM-66E — это ракеты RIM-66B, переделанные для применения в качестве противорадиолокационных класса «поверхность — РЛС»;

AGM-76 — класса «воздух — РЛС»;

(Y) RIM-67A — повышенной дальности для замены ЗУР «Терьер» и оснащения ЗРК «Иджис».

Министерство обороны США планирует дальнейшее развитие семейства ракет «Стандарт». Предусматриваются меры для улучшения характеристик ракеты во всех фазах полета и в первую очередь на участке разгона. Предполагается повысить моторно-аэродинамические характеристики для увеличения скорости, досягаемости по высоте и дальности действия, усовершенствовать автопилот, систему управления на среднем участке, улучшить возможности борьбы с маневрирующими целями, повысить эффективность боевой части. Прорабатывается возможность постановки ядерной боеголовки. На реализацию этих планов было ассигновано в 1978 финансовом году 49 млн., а в 1979 — 61,4 млн. долларов.

2.3. Показатели эффективности комплексов самонаведения

Боевые возможности комплекса самонаведения (КС) определяются рядом характеристик, к которым за рубежом относят зону поражения, канальность, работное время (время реагирования), мобильность, живучесть, боекомплект, надежность, эффективность, стоимость и др. [24].

Под **зоной поражения** комплекса понимается часть пространства, в пределах которого обеспечивается поражение цели с вероятностью, не меньшей заданной **Дальности пусков** $L_{пу}$ и поражения $L_{п}$ связаны соотношением

$$L_{пу} = L_{п} + \int_0^{t_п} V_ц(t)\,dt \approx L_{п} + V_{цс} t_{п} = t_{п}(V_{цс} + V_{рс}),$$

где $t_{п}$ — полетное время ракеты;

$V_{цс}$ и $V_{рс}$ — средние скорости цели и ракеты.

Очевидно, что при стрельбе по неподвижной цели зоны пуска и поражения совпадают На положение границ зоны поражения влияют досягаемость ракеты, ее летно-баллистические характеристики, маневренные возможности и располагаемые перегрузки, дальность обнаружения цели, работное время КС, включая полетное время ракеты, характеристики цели и противодействие противника, рельеф местности, метеоусловия и другие факторы.

Количество целей, которые комплекс может обстрелять одновременно, характеризует **канальность.** При этом по каждой цели может быть выпущено несколько ракет. Число всех ракет, которыми комплекс управляет одновременно, определяет число ракетных каналов. В комплексах с «чистым» самонаведением не нужно сопровождать СНР после ее пуска. Следовательно, по одной цели может быть выпущено любое количество ракет, и ограничение на число ракетных каналов накладывает количество ракет, лежащее на пусковых установках. Поэтому канальность КС определяется числом целевых каналов. Эта величина зависит от возможностей системы наведения, количества целей, которое она может одновременно обрабатывать и сопровождать, а для полуактивных систем самонаведения — и от количества одновременно подсвечиваемых целей. До появления РЛС с ФАР станции наведения были, как правило, одноканальными по цели. Поэтому большинство имеющихся КС — одноканальные. Однако такие комплексы, как «Патриот», «Феникс», имеют 4—6 каналов. Реализовать бо́льшую канальность можно при наличии ракет, автономных после пуска, т. е. имеющих активную или пассивную головку самонаведения.

Полетное время ракеты обычно не включают в **работное время** комплекса $t_{рб}$. Поэтому наиболее полно характеризовать временные данные можно **циклом стрельбы**

$$T = t_{рб} + t_{п}.$$

Через цикл стрельбы связаны дальность обнаружения $L_{обн}$ и зона поражения:

$$L_{обн} = L_{п} + \int_0^{T} V_ц(t)\,dt \approx L_{п} + V_{цс} T.$$

Одной из характерных черт современного боя является динамичность. Способность комплекса выполнять боевые задачи в динамике боя определяется его **мобильностью.** Мобильность наземного комплекса характеризуется скоростью его передвижения по различным дорогам и бездорожью, проходимостью, запасом хода, временами свертывания и развертывания, возможностью переброски воздушным и другим транспортом, способностью вести огонь на ходу, на плаву, с коротких остановок.

Живучесть комплекса определяется его способностью эффективно выполнять задачи в реальных условиях, в том числе при воздействии на него противника. Живучесть зависит от конструкции систем и комплекса в целом, дублирования жизненно важных узлов и блоков, применения специальных материалов и покрытий. Это так называемая техническая живучесть. Кроме того, живучесть определяется рядом организационных мероприятий, умением рационально вести работу, в том числе организовать наиболее скрытное функционирование комплекса, используя его технические возможности, правильно выбрать порядок обстрела целей исходя из общей задачи, поставленной перед комплексом. Для наземных комплексов большую роль в повышении живучести играет правильный выбор позиции, инженерное оборудование ее, умелое использование естественных укрытий. Живучесть характеризуют временем жизни комплекса. Однако эту величину во времени бывает трудно замерить, поэтому живучесть можно измерить средним количеством целей, которое комплекс уничтожит, пока не будет выведен из строя противником.

Боекомплект — это число ракет, находящихся на пусковых установках и других средствах комплекса. Боекомплект наряду с циклом стрельбы определяет пропускную способность.

Для характеристики **надежности** используются показатели: вероятность безотказной работы в течение заданного времени, средний срок службы, интенсивность отказов. Эти показатели взаимно связаны. Опыт эксплуатации сложных технических устройств показывает, что с точки зрения надежности можно выделить три периода. Начальный период (приработка) характеризуется повышенным количеством отказов из-за выявления скрытых дефектов. Затем следует нормальный период, когда количество отказов сократилось и держится примерно на одном уровне. В конце эксплуатации наступает период старения, когда из-за износа деталей и элементов количество отказов резко возрастает.

Стоимость вооружения имеет тенденцию к возрастанию из-за увеличения количества задач, ставящихся перед ним, необходимости преодоления растущего противодействия и — как следствие этого — усложнения применяемой аппаратуры. Значительную роль в возрастании стоимости зарубежных комплексов играет общий рост цен в капиталистических странах, обесценивание денег. Стоимость является сложной и противоречивой характеристикой. Она требует специального рассмотрения, выходящего за рамки этой книги. Поэтому отметим только одну особенность ее — уменьшение стоимости изделия при росте серийности.

Если стоимость первого изделия C_0 в партии, состоящей из N изделий, то стоимость всей партии

$$C_N = C_0 N^{-k},$$

где k — некоторый коэффициент, в ряде случаев близкий к 0,7 [33].

Большинство рассмотренных показателей так или иначе влияет на основной показатель комплекса — **эффективность**, которая характеризует способность комплекса выполнять боевую задачу в самых разнообразных условиях с учетом функционирования всех средств комплекса и противодействия противника. В качестве показателей эффективности применяют вероятность поражения цели, вероятность поражения заданного количества целей, математические ожидания числа пораженных целей или предотвращенного ущерба. Выбор показателя определяется характером решаемой задачи [6] Так, для авиационных ракетных комплексов часто применяют математическое ожидание числа пораженных целей, что вытекает из необходимости поражения максимального числа целей в одном заходе. Для комплексов ПВО употребляют математическое ожидание предотвращенного ущерба, поскольку основной задачей их является защита от средств воздушного нападения прикрываемых объектов.

Наиболее обобщенным показателем является **стоимость выполнения боевой задачи**

$$C = \frac{C_\Sigma}{W_T},$$

где C_Σ — суммарные затраты на выполнение боевой задачи с вероятностью W_T (в том виде, как она задана).

В суммарные затраты входят стоимость выпущеных ракет и стоимость обеспечения их пуска Так, например, если за время жизни комплекс стоимостью $C_к$ способен поразить

m целей, причем по одной цели в среднем выпускается r ракет, стоимость каждой из которых $C_р$, то средние суммарные затраты на поражение одной цели

$$C_\Sigma = \frac{C_к}{m} + C_р r.$$

Необходимо отметить, что, какой бы показатель не использовался, в состав его должна обязательно входить вероятность поражения цели одной ракетой. В связи с этим в дальнейшем этот показатель будет использоваться в качестве основного.

Комплекс самонаведения является достаточно сложным объектом военной техники. Он состоит из ряда систем, которые в конечном счете обеспечивают поражение цели с определенной вероятностью

$$W = P_э \prod_{i=1}^{n} P_i, \tag{2.1}$$

где n — число фаз боевой работы комплекса;

P_i — вероятность выполнения i-й фазы;

$P_э$ — суммарная эксплуатационная надежность.

Из всех вероятностей P_i вероятность выполнения первой фазы P_1 является безусловной. Остальные выполняются при условии, что обеспечено выполнение предыдущей фазы.

В разд. 2.1 рассмотрен состав и функционирование комплекса самонаведения. Процесс боевой работы КС начинается с работы системы обнаружения. В процесс обнаружения входит анализ целей, в ряде случаев в него включают также определение государственной принадлежности целей. Результаты обнаружения, опознавания и предварительного анализа поступают в систему целераспределения, где производится окончательный выбор целей и определяется очередность их обстрела. Выполнение этих операций отнесем к первой фазе обнаружения и целеуказания, вероятность их выполнения назовем вероятностью разведки $P_1 = P_р$, время выполнения — временем разведки $t_р$.

Затем наступает фаза выполнения предпусковых операций, когда по данным целеуказания производится захват целей и сопровождение их, решается задача определения точки встречи, выбора рациональной траектории перехвата, определения момента пуска и производится сам пуск. Выполнение этой фазы оцениваем вероятностью пуска $P_2 = P_{пу}$ и временем выполнения предпусковых операций $t_{пу}$.

Следующая фаза занимает время от момента пуска до подлета к цели $t_п$. Для характеристики вероятности доставки ракеты к цели выделим вероятность правильного наведения $P_3 = P_н$ и вероятность того, что ракета в полете не будет поражена оружием противодействия (вероятность непоражения) $P_4 = P_{нп}$.

Необходимо также учесть, что при комбинированных методах управления самонаведение применяют на конечном участке полета. До этого ракета совершает автономный полет или управляется командами. В результате в район начала самонаведения она доставляется с ошибками, которые не должны превышать допустимые и могут быть компенсированы на участке самонаведения. Это оценивается вероятностью встреливания $P_5 = P_{вс}$.

Последняя фаза — поражение цели. При подлете к цели работает взрывательное устройство, которое стремится взорвать боевую часть в наиболее благоприятный момент, когда цель находится в зоне наибольшей эффективности. Выполнение последней фазы оценивается эффективностью боеголовки, которую также называют условной вероятностью поражения цели $P_6 = R_{бг}$. Она зависит от величины промаха, могущества боевой части, степени согласования с зоной действия взрывателя и уязвимости цели.

Таким образом, формулу (2.1) можно записать в виде

$$W = P_р P_{пу} P_{нп} P_{вс} P_н R_{бг} P_э. \qquad (2.2).$$

Эта формула будет использована при оценке эффективности различных способов борьбы с СНР.

3. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА СПОСОБОВ БОРЬБЫ И ПОКАЗАТЕЛЕЙ ЗАЩИЩЕННОСТИ ОТ СНР

3.1. Классификация способов борьбы

За рубежом состоит на вооружении и находится в разработке большое число типов СНР, отличающихся друг от друга тактическим назначением, особенностями места базирования, принципами построения головок самонаведения, реагирующих на излучение различной физической природы. Однако все типы СНР имеют одну общую особенность — головку самонаведения, которая всегда ориентируется перпендикулярно к фронту волны, излучаемой целью. Эта особенность позволяет проследить по материалам зарубежной печати большую общность способов борьбы с СНР.

Поскольку ракета является элементом комплекса самонаведения, борьба с СНР является борьбой со всем комплексом на всех этапах его функционирования. Задача борьбы— снижение эффективности комплекса самонаведения. В связи с этим стремятся:

предотвратить пуск СНР (сорвать этап разведки или предпусковые операции);

если пуск состоялся, воздействовать на ГСН, нарушить ее работу, привести к потере цели;

если ГСН обеспечивает самонаведение, воздействовать на другие элементы ракеты, поразить их или подорвать боевую часть на расстоянии, безопасном для объекта самонаведения;

снизить непосредственную уязвимость объекта самонаведения.

Для решения этих задач в зарубежной печати рассматриваются различные способы, которые можно разделить на следующие четыре основные группы:

I группа — поражающее воздействие;

II группа — уменьшение информации об объекте самонаведения;

III группа — смещение точки наведения СНР от объекта самонаведения;

IV группа — уменьшение непосредственной уязвимости объекта самонаведения.

Способы поражающего воздействия (I группа) имеют целью сорвать пуск СНР путем поражения основных элементов комплекса самонаведения до пуска ракеты либо поразить ее на безопасном расстоянии от защищаемого объекта. Для этого предполагается использовать штатное вооружение или специальные средства.

Одной из задач многих типов зенитных комплексов является поражение на траектории управляемых ракет, а также уничтожение самолетов-носителей до пуска авиационных ракет «воздух — поверхность». Для решения этой задачи радиолокационные средства комплексов имеют большой энергетический потенциал, обладают высокими точностными характеристиками. Работное время комплексов сокращается за счет внедрения средств автоматизации, зенитные ракеты обладают большими располагаемыми перегрузками.

Особое внимание уделяется огневому поражению противокорабельных ракет. Зарубежные специалисты считают, что для борьбы с ними должны комплексно использоваться все средства, имеющиеся на корабле. Корабельные артиллерийские установки малого калибра в сочетании с современными системами управления оружием могут поразить противокорабельную ракету первого поколения на дальностях до 5 км. Меньшими возможностями в этом отношении обладает артиллерия среднего калибра. Успешная огневая борьба с противокорабельными ракетами второго поколения возможна только с привлечением корабельных ЗРК. Полагают, что для этой цели будут использоваться комплексы «Сивулф», «Си Спарроу», «Кроталь», «Вулкан-Фэланкс», EX-83 и др.

Изыскиваются пути создания новых средств для поражения атакующих с малых высот СНР. В Англии разрабатывается автоматический комплекс залпового огня «Сифокс», который намечают использовать самостоятельно или совместно с другими огневыми средствами корабля. В состав комплекса «Сифокс» должны войти РЛС управления огнем со счетно-решающим устройством, шестиствольная пусковая установка, на которой будут размещаться неуправляемые ракеты (НУР) со стержневой или осколочно-фугасной боевой частью. По мнению разработчиков, комплекс будет наиболее эффективен на дальностях до 500 м, где рассеивание НУР не превысит 2—4 м.

Во Франции создается комплекс залпового огня «Катулл», который будет представлять собой модернизированный для корабля комплекс НУР «Жавло». Пусковая установка комплекса имеет 64 направляющих в виде 40-мм труб для пуска НУР.

Поражение СНР может достигаться не только путем ее уничтожения, но и выводом из строя системы управления, в том числе головки самонаведения. Оптические ГСН могут поражаться при облучении их лазерами, прожекторами. Для этой цели планируют использовать устройства с импульсными ксеноновыми лампами. При защите самолетов такие устройства будут размещаться в специальных контейнерах под крыльями.

В последние годы за рубежом ведутся интенсивные разработки нового средства поражения — лазерного и лучевого оружия. Его предполагается использовать для поражения быстролетящих целей, в том числе самонаводящихся противокорабельных ракет (программа ВМС США «Чейр Херитидж»).

Предполагается, что лучевое оружие может быть создано на базе ускорителей элементарных частиц (электронов, протонов и др.). В этом направлении ведутся экспериментальные исследования с помощью ускорителя на 5 МэВ. В дальнейшем предполагается использовать ускоритель на 50 МэВ. Специалисты ВМС США считают, что для разрушения конструкции ракет на дальности 1 км необходимо излучать импульсы с энергией 0,7—10 МДж, на дальности 2 км инициирование взрывчатого вещества боевой части ракеты обеспечивается при энергии импульса около 0,1 МДж, на дальности 3 км импульсом с энергией 0,01 МДж можно вывести из строя электронную аппаратуру ракеты.

Основной проблемой в создании лучевого оружия считают обеспечение большой силы тока в инжекторе ускорителя для создания потока элементарных частиц.

Программой «Чейр Херитидж» предусматривается создание образцов лучевого оружия со следующими характеристиками:

масса 100 т,

шесть разрядов в 1 с, причем в каждом разряде при взаимодействии с целью выделяется энергия в 1 МДж,

дальность поражения боевой части ракеты 0,5 км, дальность поражения без прямого разрушающего воздействия луча 4,5 км.

Для наведения луча корабельного образца лучевого

оружия предполагается использовать моноимпульсную РЛС, которая должна обеспечить сопровождение цели с угловой точностью 0,2 мрад и точностью измерения дальности 0,1 м при угловой скорости 1,1 рад/с, угловом ускорении 2,2 рад/с^2 и радиальной скорости сближения до 1300 м/с. Определены требуемые характеристики РЛС сопровождения: ширина луча антенны 7 мрад, диаметр антенны 1,2 м, коэффициент ее усиления 50 дБ, длительность импульса 67 нс, импульсная мощность 0,25 Квт.

Корабельные установки лучевого оружия предполагается размещать под палубой. Пучок элементарных частиц будет выводиться на специальные устройства, предназначенные для наведения луча на цель, с помощью магнитной системы. Программа работ рассчитана на создание образцов лучевого оружия к середине 80-х годов. На реализацию пятилетней программы ассигнуется ежегодно от 30 (1980 г.) до 200 млн. долларов (1984).

По программе создания лазерного и лучевого оружия большое внимание уделяется высокоэнергетическим лазерам. На них только в 1980 г. выделено более 200 млн. долларов. В 1978 г. с помощью экспериментальной лазерной установки были поражены две противотанковые ракеты.

ВВС США испытывают новый тип лазера, в котором генерация луча происходит в спиральном пучке электронов. Такие лазеры должны иметь эффективность в три раза выше обычных и смогут перестраиваться с ультрафиолетового на инфракрасное излучение.

Уменьшение информации об объекте самонаведения (II группа) основано на воздействии на элементы комплекса самонаведения, получающие информацию от объекта самонаведения. Применяемые за рубежом способы борьбы этой группы направлены на повышение энергетической и временно́й скрытности.

Задачей энергетической скрытности является уменьшение уровня излучения, временно́й — времени излучения. Очевидно, что способы временно́й скрытности воздействуют только на пассивные ГСН. Способы осуществления временно́й скрытности могут быть различными и зависят как от характера объекта, так и от особенностей аппаратуры системы обнаружения и ГСН ракеты. Наиболее общим способом может считаться регламентация времени излучения, под которой понимают организацию работ таким образом, чтобы излучение занимало время, минимально необходимое для выполнения боевой задачи.

Известно, что во время второй мировой войны широко практиковалось введение запрета на радиопереговоры в течение некоторого времени.

Радиоизлучение многих объектов определяется работой расположенных на них радио- и радиолокационных станций. Повышение временной скрытности таких объектов может быть достигнуто рядом дополнительных способов, в основе которых лежит прекращение радиоизлучения на какое-то время. К этим способам относятся прерывистые режимы излучения, изменение частоты и прекращение излучения за некоторое время до встречи СНР с целью.

Использование прерывистых режимов излучения предполагает излучение дискретами. Защита будет тем эффективнее, чем меньше продолжительность дискрета и больше пауза в излучении. Поэтому стремятся к увеличению скважности прерывистого режима. Это приводит к увеличению предпускового времени комплекса и ухудшению точности наведения СНР.

Пассивная радиолокационная ГСН может иметь узкополосный супергетеродинный или широкополосный приемник. В последнем случае смена рабочих частот не приводит к повышению скрытности. Однако известно, что селектирующие способности и чувствительность ГСН с широкополосным приемником существенно хуже, чем с узкополосным. Это приводит к уменьшению дальности действия комплекса самонаведения. При воздействии на ГСН с узкополосным супергетеродинным приемником изменение рабочих частот приводит к перерывам в принимаемом сигнале, заставляет ГСН переходить в режим поиска. Смена рабочих частот ведет также к увеличению предпускового времени комплекса самонаведения. Если смена рабочих частот производится в широком диапазоне, превышающем ширину полосы ГСН или аппаратуры разведки и целеуказания, получается эффект, аналогичный эффекту прерывистого режима.

Предпосылками возможности прекращения излучения за несколько секунд до встречи СНР с объектом самонаведения являются своевременное обнаружение и селекция СНР от объектов другого типа. Реализация такого режима приведет к прекращению получения информации на конечном участке полета СНР и существенному увеличению промаха.

За рубежом основными средствами военной связи, обнаружения и сопровождения воздушных целей являются

радио- и радиолокационные станции, которые функционируют практически независимо от погоды и времени суток. Однако такие задачи в ряде случаев могут выполняться и с помощью другой аппаратуры, основанной на других физических принципах. Например, при хорошей видимости для передачи информации используют лазеры, для сопровождения воздушных целей применяют оптические средства. Они являются дублирующими для радио- и радиолокационных средств. Переход в благоприятных случаях на использование дублирующих средств позволяет делать перерывы радиоизлучения и таким образом затруднить применение самонаводящихся ракет с пассивными радиолокационными ГСН. Энергетическая скрытность достигается противорадиолокационной и оптической маскировкой [17, 28], которые приводят к уменьшению мощности сигнала, принимаемого СНР. Это может быть достигнуто уменьшением мощности излучения (против пассивных ГСН), ухудшением отражающих свойств (против активных или полуактивных ГСН) объектов самонаведения, а также ухудшением условий распространения электромагнитной энергии. Для достижения этого используют технические средства и организационно-тактические мероприятия. Существо их определяется в основном характером электромагнитной энергии, принимаемой ГСН.

Собственное излучение объекта в большинстве случаев носит тепловой характер (двигатели, источники электропитания). Чем меньше коэффициент полезного действия устройства, тем больше тепловое излучение объектов. Поэтому естественное стремление повысить коэффициент полезного действия является одним из способов борьбы с СНР, оснащенными пассивными головками самонаведения. Однако этого недостаточно. Для уменьшения теплового излучения применяются специальные экраны, закрывающие наиболее нагретые детали, присадки в топливо, снижающие температуру выхлопных газов и газовой струи двигателей, теплоизолирующие материалы [17].

Наведение зарубежных ПРР происходит в основном по боковому и фоновому излучению радиосредств. Поэтому повышение энергетической скрытности радиотехнических средств достигается уменьшением уровня бокового и фонового излучения, применением скрытных сигналов.

Головки самонаведения, работающие в оптической части спектра (телевизионные, светоконтрастные), в ряде случаев, хотя и относятся к пассивным, используют отраженную от объекта солнечную энергию. Снижение мощно-

сти этого излучения так же, как при защите от ракет с оптическими ГСН полуактивного или активного типа, требует ухудшения отражающих свойств объекта самонаведения, уменьшения его контраста на окружающем фоне. Это достигается специальной окраской, использованием маскирующих средств.

Для защиты объектов от ракет с полуактивными и активными радиолокационными ГСН достаточно широко применяются малоотражающие формы и специальные радиопоглощающие покрытия.

Ухудшение условий распространения электромагнитной энергии между объектом и СНР достигают созданием специальных сред. **Смещение точки наведения от объекта самонаведения** (III группа) основано на использовании дополнительных источников излучения или различного рода переотражателей [5, 2, 4, 28]. В зависимости от их особенностей, методов синхронизации с излучением объекта самонаведения, а также характеристик головки самонаведения наведение ракеты происходит на дополнительный источник или в некоторую фиктивную точку. В первом случае такой источник фактически выполняет роль ложной цели.

Необходимо отметить связь этой группы со способами защиты II группы. Ложные цели служат не только для отвлечения СНР, но и для решения одной из задач скрытности — введения противника в заблуждение относительно расположения истинных объектов, состава группировки. Этот метод широко используется в зарубежной военной технике. Ложные цели используются для защиты наземных объектов, самолетов и кораблей. При борьбе с оптическими ГСН они представляют собой, как правило, светящиеся предметы (в том числе создаваемые с помощью пиротехнических составов, специальных ламп), сбрасываемые с объекта самонаведения. При защите от ракет с полуактивными и активными ГСН применяют пассивные или активные переотражатели.

При защите от ракет с радиолокационными ГСН во многих случаях возникает возможность создания центров переотражения при облучении подстилающей поверхности. Защита наземных объектов от ракет с тепловыми ГСН может осуществляться использованием подсобных нагретых предметов, костров и т. п.

Уменьшение непосредственной уязвимости объекта самонаведения (IV группа) достигается рациональным конструированием военных объектов (бронирование их цели-

ком или наиболее важных блоков, определяющих непосредственную боевую работу). Так, например, в состав наземного ракетного комплекса может входить аппаратура, обеспечивающая пуск ракеты, тренажер, аппаратура функционального контроля и др.

Зарубежные военные специалисты полагают, что необходимо обеспечить бронирование прежде всего рабочих мест операторов и аппаратуры обеспечения пуска, рационально располагать эти блоки в самом комплексе. Одной из важнейших задач 80-х годов будет обеспечение живучести РЛС. С этой целью за рубежом в существующих станциях повышают механическую прочность антенн, применяют инженерные сооружения. В 80-х годах эту задачу планируют решать системными методами.

Снижение уязвимости при расположении на огневой позиции достигается также использованием естественных укрытий и специальным инженерным оборудованием позиций. Все эти меры являются чисто пассивными. Они не оказывают влияния на функционирование комплекса самонаведения и его элементов, а изменяют закон поражения объекта боевой частью СНР, обеспечивают меньшую вероятность поражения при тех же точностях.

Способы борьбы I и IV групп по мнению зарубежных специалистов одинаково успешно могут применяться при защите от ракет, авиационных бомб, торпед и других подобных объектов, управляемых не только с помощью ГСН, но и другими методами (по программе, телеуправление и др.).

Особенность способов I группы при борьбе с СНР заключается в необходимости поражать комплекс самонаведения до пуска ракеты, поскольку во время полета ракета, управляемая активной или пассивной ГСН, не зависит от функционирования других элементов комплекса.

Способы II и III групп исходят в основном из работы ГСН. Однако и эти способы могут быть использованы при защите от ракет с другими методами управления, поскольку они воздействуют не только на ГСН, но и на аппаратуру разведки и целеуказания, которая входит в состав ракетных комплексов.

3.2. Показатели защищенности объектов

Защищенностью боевой группировки или отдельного объекта от СНР называют способность выполнять боевую задачу в условиях применения таких ракет и средств

борьбы с ними. Наиболее общим показателем защищенности является эффективность группировки или объекта в этих условиях. В ряде случаев более удобно показателем защищенности считать разницу в эффективности при применении средств защиты от СНР $Э_з$ и без них $Э$: $\Delta Э = Э - Э_з$. Эффективность группировки обычно определяется моделированием боевых действий. В число обязательных исходных данных при моделировании входят эффективности отдельных боевых объектов, комплексов вооружения, в том числе комплексов самонаведения.

Пусть имеется отдельный объект самонаведения (комплекс), номинальная эффективность которого $Э_1$. Если по данному объекту выпущено n СНР, то эффективность его снизится до величины

$$Э_n = Э_1 (1 - W_n),$$

где W_n — вероятность поражения объекта n СНР, если средства борьбы с ними не используются.

Если средства защиты применяются и при этом номинальная эффективность объекта будет $Э_{1з}$, то при пуске по нему n СНР эффективность объекта снизится до величины

$$Э_{nз} = Э_{1з} (1 - W_{nз}).$$

В общем случае $Э_{1з} \leqslant Э_1$. Введем некоторый коэффициент уменьшения номинальной эффективности объекта $k_з \leqslant 1$. Тогда $Э_{1з} = k_з Э_1$, и выражение для показателя эффективности примет вид

$$\Delta Э = Э_n - Э_{nз} = Э_1 [1 - W_n - k_з (1 - W_{nз})].$$

Если по одному объекту на протяжении боевого эпизода применяется несколько СНР, эффективность объекта и самих СНР может меняться. Тогда

$$W_n = 1 - \prod_{i=1}^{n} (1 - W_i).$$

Когда условия применения СНР и состояние объекта на протяжении боевого эпизода сохраняются неизменными, эффективность всех СНР, применяемых по одному объекту, может характеризоваться одной величиной. При этом

$$W_n = 1 - (1 - W)^n, \quad W_{nз} = 1 - (1 - W_з)^n.$$

Эффективность самонаводящихся ракет может изменяться за счет особенностей средств борьбы Рассмотрим этот вопрос на примере средств борьбы III группы.

При защите объекта путем применения некоторого количества ложных целей условия функционирования каждой последующей СНР будут меняться. Это происходит потому, что если предыдущая СНР не поразит защищаемый объект, то может уничтожить ложную цель. Тогда вероятность поражения истинного объекта для последующей ракеты возрастает. Это явление называется накоплением ущерба.

Пусть для защиты одного объекта самонаведения (ОС) применяется k ложных объектов (ЛО). Вероятность поражения истинного и ложного объектов i-й СНР определяется с помощью формулы (2.2). Накопление ущерба в этой формуле проявляется только через эффективность боеголовки $R_{бг}$. Поэтому эффективность i-й СНР целесообразно представить в виде $W_i = pR_{бгi}$, где $p = P_р P_{пу} P_{нп} P_{вс} P_н P_э$ — коэффициент, не зависящий от номера СНР и характера объекта (ОС или ЛО).

Введем обозначения: $P_и$ ($P_л$) — вероятность того, что СНР наводится на истинный (ложный) объект при наличии k ложных объектов; $R_о$ ($R_л$) — вероятность поражения истинного (ложного) объекта при условии, что СНР наводится на него; W (Q) — полная вероятность поражения истинного (ложного) объекта. Каждая ракета будет наводиться на истинный или ложный объект Если ложные объекты одинаковы, можно считать, что вероятность наведения ракеты на любой из них одинакова, т. е. $P_л = (1 - P_к)/k$.

Рассмотрим сначала ситуацию, когда истинный объект защищается одним ложным Тогда вероятность поражения первой СНР истинного объекта

$$W_{1}^{k=1} = pP_1 R_0,$$

ложного

$$Q_1^{k=1} = p(1 - P_1) R_л. \qquad (3.1)$$

Вероятность поражения второй СНР зависит от результатов действия первой. Таких результатов может быть четыре;

H_1 — ракета наводилась на истинный объект, но не поразила его;

H_2 — ракета наводилась на истинный объект и поразила его;

H_3 — ракета наводилась на ложный объект, но не поразила его;

H_4 — ракета наводилась на ложный объект и поразила его.

Вероятности этих результатов будут определяться следующими формулами, получаемыми логическими рассуждениями:

$$\left.\begin{aligned} V\ (H_1) &= P_1(1-pR_0),\\ V_1(H_2) &= P_1 pR_0,\\ V_1(H_3) &= (1-P_1)(1-pR_л),\\ V_1(H_4) &= (1-P_1)\,pR_л. \end{aligned}\right\} \qquad (3.2)$$

Вероятность поражения второй СНР определяется по формуле полной вероятности с учетом результата действия первой ракеты. Умножая вероятности (3.2) на условную вероятность поражения второй СНР и затем суммируя полученные произведения, получим формулы для определения безусловной вероятности поражения истинного и ложного объектов второй ракетой:

$$W_2^{k=1} = V_1(H_1)\,pP_1R_0 + V_1(H_3)\,pP_1R_\theta + V_1(H_4)\,pR_0 =$$
$$= W_1^{k=1}[V_1(H_1) + V_1(H_3)] + pR_0V_1(H_4);$$
$$Q_2^{k=1} = V_1(H_1)\,pR_л(1-P_1) + V_1(H_3)\,pR_л(1-P_1) +$$
$$+ V_1(H_2)pR_л = Q_л^{k=1}[V_1(H_1) + V_1(H_3)] + pR_лV_1(H_2).$$

Аналогично можно найти вероятность поражения объектов третьей и последующими СНР. При этом следует только учитывать, что если результаты действия предыдущих СНР — H_1 или H_3, то результатом действия последующей СНР может быть любой из H_1, H_2, H_3, H_4, т. е. полная группа событий. Если результат действия предыдущей СНР — H_2 или H_4, то результатом последующей может быть любой из H_3, H_4 или H_1, H_2 соответственно. Вероятность поражения ОС определяется суммой, состоящей из двух слагаемых. Первое представляет собой произведение суммарной вероятности наведения СНР на истинный и ложный объекты на вероятность поражения объекта предыдущей ракетой. Второе слагаемое имеет вид $pR_0V_1(H_4)$ при действии 2-й ракеты, $pR_0V_1(H_4)\times$ $\times(1-pR_0)$ при действии третьей ракеты и т. д.

Таким образом, вероятность поражения защищаемого объекта i-й СНР

$$W_i^{k=1} = [V_1(H_1) + V_1(H_3)]W_{i-1}^{k=1} + pR_0V_1(H_4)(1-pR_0)^{i-2}.$$

Аналогично можно рассмотреть ситуацию защиты истинного объекта несколькими ложными (двумя, тремя и т. д.). В общем случае формула для определения вероятности поражения истинного объекта, защищаемого m ложными, i-й СНР будет иметь вид

$$W_i^{t=m} = \begin{cases} pP_mR_0 \text{ при } i=1;\\ W_{i-1}^{k=m}[V_m(H_1) + mV_m(H_3)] + W_{i-1}^{k=m-1}p(1-P_m)R_л \text{ при}\\ i \geqslant 2. \end{cases} \qquad (3.3)$$

Проведя расчеты по полученным формулам, легко убедиться, что неучет накопления ущерба может привести к довольно существенной ошибке в сторону завышения эффективности средств борьбы с СНР.

Необходимо также учитывать, что для последующих ракет может изменяться и сам закон поражения объекта, если предыдущими разрушаются инженерные сооружения и естественные укрытия.

В простейшем виде закон поражения может характеризоваться радиусом поражения $r_{\text{и}}$. Пусть объект защищается способами IV группы (например, делается обваловка позиции), и при наличии инженерных сооружений его уязвимость описывается радиусом поражения r_{n1}. Если в результате действия первой СНР объект остается без этой защиты (разрушается обваловка), то радиус поражения для второй ракеты $r_{n2} > r_{n1}$. Соответственно с этим изменится эффективность боеголовки второй ракеты.

Таким образом, для определения защищенности объекта необходимо всегда находить вероятность поражения его одной СНР. Поэтому в качестве показателя защищенности удобно употреблять вероятность непоражения объекта одной ракетой $З = 1 - W$, а при защите от n ракет $З_n = 1 - W_n$. При этом необходимо учитывать накопление ущерба, если оно происходит.

3.3. Методология определения показателя защищенности

Исследование способов борьбы в конечном счете предполагает определение их эффективности, т. е. защищенности объекта, применяющего эти способы. Поскольку для определения защищенности необходимо найти вероятность поражения объекта одной самонаводящейся ракетой, рассмотрим общие методические подходы определения вероятностей в формуле (2.2).

Вероятность разведки $P_{\text{р}}$. Обычно под обнаружением понимается процесс выявления сигналов от цели при наличии различных помех, под которыми могут пониматься внутренние шумы и мешающие сигналы. В настоящее время особое развитие получила теория обнаружения сигналов на фоне внутренних шумов, т. е. обнаружение пороговых сигналов. Эта теория достаточно подробно изложена в литературе [3, 27]. Однако в ряде случаев возникает необходимость обнаружения достаточно мощных сигналов от цели, когда влиянием внутренних шумов

можно пренебречь. При этом под вероятностью разведки будем понимать вероятность установления местоположения объекта самонаведения и определения параметров, описывающих его класс. Для этих случаев целесообразно воспользоваться теорией поиска [10], из которой известно, что вероятность разведки является функцией времени и может быть определена по формуле

$$P_р(t) = 1 - \exp\left(-\frac{t}{t_р}\right),$$

где $t_р$ — среднее время, затрачиваемое аппаратурой разведки и целеуказания (АРЦ) комплекса самонаведения на установление местоположения объекта самонаведения (ОС) и определение его класса.

К числу основных параметров АРЦ относится максимальная дальность разведки или обнаружения $L_р$, начиная с которой принимается излучаемая или отраженная объектом энергия. Эта дальность будет меньшая из следующих трех:

$L_з$ — дальность обнаружения, ограничиваемая углами закрытия, образуемыми местными предметами и рельефом;

$L_к$ — дальность обнаружения, ограничиваемая кривизной Земли;

$L_{обн}$ — дальность обнаружения, ограничиваемая чувствительностью АРЦ.

Дальность $L_з$ определяется относительными высотами объекта самонаведения, АРЦ и препятствий, находящихся между ними, а также относительным положением этих препятствий. Дальность

$$L_к = \sqrt{2R_э}\left(\sqrt{h_а} + \sqrt{h_ц}\right),$$

где $R_э$ — эквивалентный радиус Земли;

$h_а$ и $h_ц$ — высоты АРЦ и объекта самонаведения относительно уровня Земли соответственно.

Дальность $L_{обн}$ определяется по формулам радиолокации или радиосвязи с учетом особенностей электромагнитного поля и типа системы самонаведения.

Итак, зная дальность начала разведки и среднее время разведки $t_р$, можно определить вероятность разведки в функции времени или дальности между объектом и АРЦ. Это легко сделать, если сигнал от объекта самонаведения поступает на вход АРЦ регулярно. Однако поток информации может быть прерывистым. Основными причинами прерывания являются последовательный анализ АРЦ по пространству, частотному диапазону и другим параметрам, а также перерывы информации от объекта.

Одновременно могут существовать обе причины. Тогда целесообразно использовать аппарат теории совпадения случайных импульсных потоков [26].

В процессе разведки имеются два потока. Первый образуется работой АРЦ, которая анализирует заданный частотный диапазон с частотой F_1, причем время наблюдения любой фиксированной частоты составляет τ_1. Второй создается прерывистым излучением объекта самонаведения и характеризуется частотой F_2 и длительностью τ_2 дискретов.

При этом средняя частота появления события совпадения этих потоков в течение времени, не меньшего τ_c, которое необходимо для измерения параметров информации от объекта самонаведения, такова:

$$F(\tau_c) = \sum_{s=1}^{2} \frac{\int_{\tau_c}^{\infty} a_s(\tau)\, d\tau}{\int_{\tau_c}^{\infty} (\tau - \tau_c)\, a_s(\tau) d\tau} \prod_{i=1}^{2} F_i \int_{\tau_c}^{\infty} (\tau - \tau_c)\, a_i(\tau)\, d\tau,$$

где $a(\tau)$ — плотность вероятностей длительностей импульсов в потоке.

Если потоки детерминированы, то плотность вероятностей описывается дельта-функцией. Учитывая это, а также то, что время анализа τ_1 и время излучения объекта в прерывистом режиме τ_2 должны быть существенно больше времени τ_c, получаем простую формулу для определения частоты совпадения событий:

$$F(\tau_c) = F_1 F_2 (\tau_1 + \tau_2 - 2\tau_c).$$

Если потоки случайные, то в качестве величин F_1, F_2, τ_1, τ_2 следует брать их средние значения. Среднее время разведки является величиной, обратной частоте совпадений:

$$t_р = \frac{1}{F(\tau_c)}.$$

Вышеописанный методический подход исходит из предположения, что разведуется один объект. При наличии большого количества объектов для определения вероятности разведки этот процесс моделируют. Возможная функциональная схема такой модели приведена на рис. 3.1. В соответствии с этой схемой предполагается наличие l возможных объектов, из которых нужно выбрать те, которые находятся в заданной области пространства О и соответствуют заданному типу. Возможные объекты самонаведения (ОС) могут иметь n параметров, из

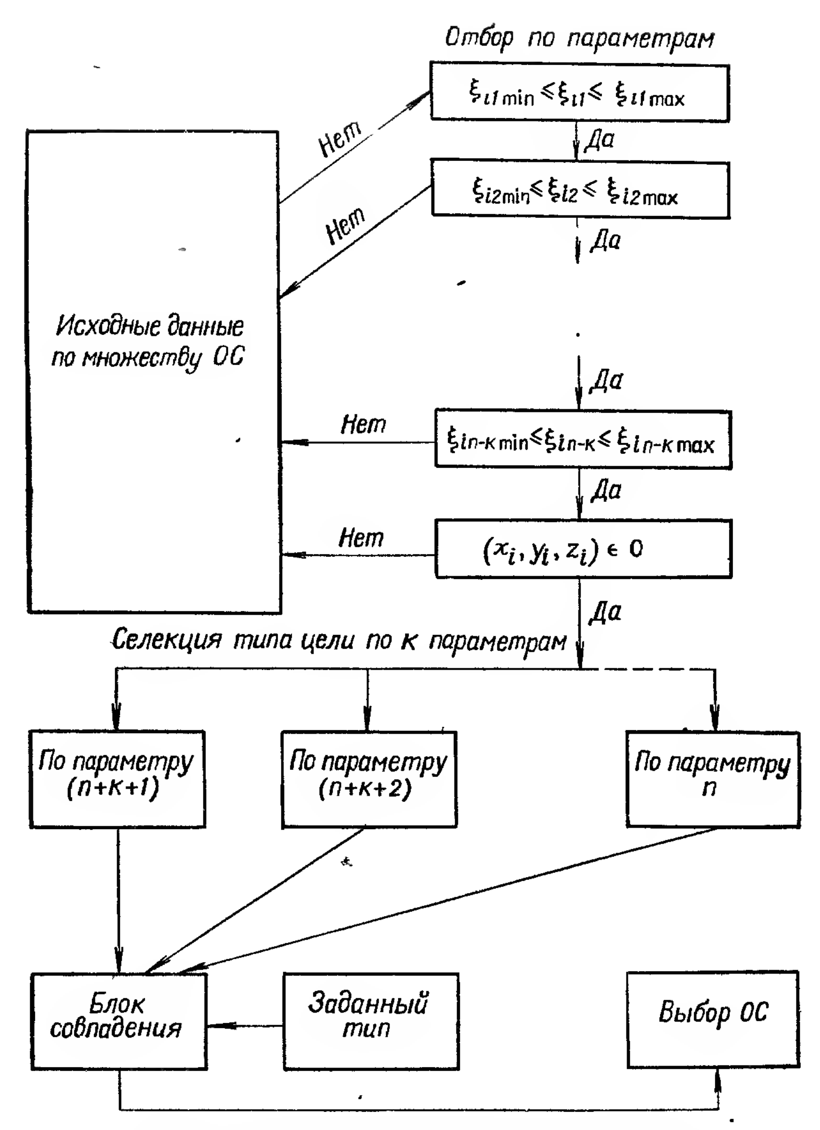


Рис. 3.1. Функциональная схема модели разведки:
x_i, y_i, z_i — координаты местоположения i-го ОС, ξ_{ij} — характеристики j-го признака i-го ОС; $\xi_{i\,min}$, $\xi_{i\,max}$ — границы стробов

которых первые $n-k$ являются ограничительными. Если параметры анализируемого объекта не соответствуют ограничениям, такие объекты отбрасываются. В частности, если уровень сигнала, приходящего от i-го объекта, не превосходит порог АРЦ, этот объект отбрасывается.

Прошедшие по ограничениям сигналы от ОС проверяются по условию расположения в заданной области пространства О. Определение типа ОС ведется по оставшимся признакам. Для этого проводится сравнение анализируемых ОС с заданным типом, характеристики которого закладываются в память ЭВМ комплекса самонаведения.

Такие расчеты производятся на каждом шаге моделирования, пока не произойдет выбор такого количества объектов, которое обеспечит загрузку всех каналов комплекса.

Необходимо отметить, что если быстродействие АРЦ очень велико, то необходимость моделирования отпадает и вероятность разведки определяется аналитически.

Вероятность пуска $P_{\text{пу}}$ характеризует возможность того, что будет произведен пуск СНР до поражения комплекса самонаведения или его элементов. Очевидно, что если объект самонаведения не имеет своих и не прикрывается другими средствами поражения, то вероятность пуска $P_{\text{пу}}=1$. При наличии средств поражения необходимо определить, находятся ли точки пуска ракеты в пределах досягаемости средств поражения.

Чтобы обнаружить ОС, необходимо заставить его функционировать, причем такое функционирование может зависеть от удаления комплекса самонаведения. Тогда в процессе боевых действий объекты сближаются, и возможно поражение комплекса самонаведения до пуска ракеты, особенно если применяются способы защиты II группы. Подробнее этот вопрос рассматривается в гл. 4.

Вероятность наведения $P_{\text{н}}$ учитывает противодействие функционированию аппаратуры наведения ракеты. При использовании способов защиты II группы это вероятность того, что ГСН не потеряет цель (без перезахвата) в процессе наведения, для способов защиты III группы — это вероятность того, что СНР не будет перенацелена на другой объект (ложную цель, фиктивный источник излучения и др.). Если такие способы не применяются, то $P_{\text{н}}=1$.

Из принципа работы ГСН следует, что при пропадании информации какое-то время ракета продолжает полет по

прежней траектории, затем головка будет совершать поиск цели и, если произойдет ее перезахват, ракета перейдет опять на самонаведение. С учетом вероятности потери цели $P_{пот}$ и вероятности перезахвата ее $P_{пз}$ получаем $P_н = 1 - P_{пот}(1 - P_{пз})$.

Рассмотрим два варианта функционирования ГСН при пропадании сигнала: положение оси антенны остается в пространстве неизменным; ось антенны перемещается в соответствии с запомненной средней угловой скоростью $\dot{\theta}_н$. Пусть в момент пропадания сигнала значение угла визирования было $\theta_н$, а во время отсутствия сигнала угол визирования менялся со скоростью $\dot{\theta}(t)$. Тогда через некоторое время Δt в первом варианте угол визирования достигнет следующей величины:

$$\theta(t) = \theta_н + \int_{\Delta t} \dot{\theta}(t)\, dt.$$

Цель будет потеряна, если

$$\left|\int_{\Delta t} \dot{\theta}(t)\, dt\right| = |\theta(\Delta t) - \theta_н| > 0{,}5\,\theta_с,$$

где $\theta_с$ — угол поля зрения ГСН (ширина ДНА или углового строба).

Если средняя скорость изменения угла визирования $\dot{\theta}_{ср}$, то цель будет потеряна через отрезок времени

$$\Delta t > \theta_с / (2\,|\dot{\theta}_{ср}|).$$

Во втором варианте ось ГСН через время Δt займет положение

$$\theta(t) = \theta_н + \dot{\theta}_н \Delta t.$$

Условие потери цели принимает вид

$$\left|\int_{\Delta t} \dot{\theta}(t)\, dt - \dot{\theta}_н \Delta t\right| > 0{,}5\,\theta_с,$$

т. е.

$$\Delta t > 0{,}5\,\theta_с / |\dot{\theta}_{ср} - \dot{\theta}_н|.$$

Если цель вышла из углового строба, она может быть перезахвачена при снятии или расширении его. Для ГСН, у которых нет углового стробирования и цель выходит за пределы поля зрения (ширины диаграммы направленности антенны), возможен перезахват цели при переходе координатора в режим углового сканирования.

Угол расширенного поля зрения обозначим θ_a. Вероятность перезахвата определяется вероятностью наличия цели в расширенном стробе, в пределах диаграммы направленности антенны или вообще в расширенном поле зрения ГСН θ_a в момент перезахвата. Время перезахвата

равно сумме времени выдержки $t_в$ (в течение которого ГСН «ожидает» появления цели) и времени поиска $t_{по}$. Рассуждая так же, как при определении вероятности потери, получим, что при неизменном положении оси антенны ГСН

$$P_{пз} = P\{|\dot{\theta}|(t_в + t_{по}) < 0{,}5\theta_a\},$$

при перемещении оси антенны

$$P_{пз} = P\{(t_в + t_{по})|\dot{\theta}_н - \dot{\theta}_{ср}| < 0{,}5\theta_a\}.$$

Поражение СНР может производиться штатными или специальными средствами поражения, которые обладают определенной эффективностью $W_п$. Тогда **вероятность непоражения** $P_{нп} = 1 - W_п$.

Вероятность встреливания $P_{вс}$ возникает при комбинированных методах управления СНР, когда самонаведение используется на конечном участке полета для уменьшения ошибок наведения. Если известна область ошибок, которые выбираются при самонаведении, то вероятность встреливания определяется значением интеграла от плотности вероятностей ошибок наведения по этой области. Количественные значения параметров плотности вероятности зависят от координат точек пуска, поэтому вероятность встреливания является функцией точек пуска. Этот вопрос рассмотрен в гл. 4.

Эффективность боеголовки $R_{бг}$. Зарубежные СНР имеют два типа взрывателя — контактного и неконтактного действия. При стрельбе по наземным или надводным целям взрыватель контактного действия является дублирующим. При этом можно считать, что сумма вероятностей контактного $P_{кв}$ и неконтактного $P_{нкв}$ подрыва равна единице. Если не срабатывает неконтактный взрыватель, подрыв боевой части ракеты осуществляет взрыватель контактного действия, надежность которого весьма высока. Взрыватель неконтактного действия обеспечивает близкий к оптимальному момент подрыва, когда цель находится в максимуме зоны действия боевой части ракеты. Законы поражения для различных взрывателей будут существенно отличаться. С учетом этого

$$R_{бг} = R_{бг1}P_{нкв} + R_{бг2}P_{кв},$$

где $R_{бг1}$ ($R_{бг2}$) — эффективность боеголовки при неконтактном (контактном) подрыве.

Для расчета этих эффективностей нужно определить координатный закон поражения объекта боевой частью ра-

кеты в пространстве $G(x, y, z)$ или на плоскости $G(x, y)$ и закон распределения промахов также в пространстве $H(x, y, z)$ или на плоскости $H(x, y)$. Тогда эффективность боеголовки

$$R_{бг} = \iiint G(x, y, z) H(x, y, z)\, dx\, dy\, dz.$$

Координатный закон поражения определяет зависимость вероятности поражения цели от координат точки подрыва. Он характеризует боевую часть и взрывательное устройство ракеты и уязвимость объекта. Использование метода самонаведения обеспечивает высокую точность наведения СНР. Поэтому боевая часть у них, как правило, осколочно-фугасного действия, т. е. основным поражающим элементом является осколок. Уязвимость объекта самонаведения (ОС) определяется уязвимостью его частей. Эти части за рубежом делят на две группы. Первая группа характерна тем, что попадание осколков хотя бы в одну из частей приводит к поражению цели. Для второй группы поражение происходит при попадании в несколько частей.

Для зенитных ракетных комплексов в первую группу входят система обнаружения, станция наведения, во вторую — ракеты, первичные источники питания (при возможности их дублирования). Для самолетов в первую группу входят кабина летчика, отсек боеприпасов, топливные баки при их воспламенении, во вторую — двигатели для многомоторных самолетов, некоторые элементы системы управления.

Уязвимость объекта в целом можно характеризовать уязвимой площадью $S_у$. Вероятность поражения определяется вероятностью попадания в эту площадь хотя бы одного поражающего осколка. Тогда координатный закон поражения

$$G(x, y, z) = 1 - \exp(-\rho S_у),$$

где ρ — плотность потока осколков в точке (x, y, z). Обычно координатный закон поражения определяется на основании экспериментальных данных.

Для наземных и надводных объектов достаточно часто пользуются координатным законом поражения в виде

$$G_r = \begin{cases} 1 \text{ при } r \leqslant r_п; \\ 0 \text{ при } r > r_п \end{cases} \tag{3.4}$$

или

$$G(x, y) = \begin{cases} 1 \text{ при } |x| \leqslant 0{,}5 r_п \sqrt{\pi} \text{ и } |y| \leqslant 0{,}5\, r_п \sqrt{\pi}; \\ 0 \text{ при } |x| > 0{,}5 r_п \sqrt{\pi} \text{ и } |y| > 0{,}5\, r_п \sqrt{\pi}. \end{cases} \tag{3.5}$$

Тогда, считая закон распределения промахов нормальным (а сами промахи независимыми) с систематическими ошибками m_x и m_y и среднеквадратическими ошибками σ_x и σ_y, получаем:

$$R_{бг} = \pi\sigma_x\sigma_y \iint\limits_0^{0,5r_п\sqrt{\pi}} \exp\left[-\frac{(x-m_x)^2}{2\sigma_x^2} - \frac{(y-m_y)^2}{2\sigma_y^2}\right] dxdy =$$

$$= \left[\Phi^*\left(\frac{0,5r_п\sqrt{\pi}-m_x}{\sigma_x}\right) - \Phi^*\left(\frac{-0,5r_п\sqrt{\pi}-m_x}{\sigma_x}\right)\right] \times$$

$$\times \left[\Phi^*\left(\frac{0,5r_п\sqrt{\pi}-m_y}{\sigma_y}\right) - \Phi^*\left(\frac{-0,5r_п\sqrt{\pi}-m_y}{\sigma_y}\right)\right],$$

где $\Phi^*(\ldots)$ — табулированная функция нормального закона распределения вероятностей.

Определение промахов ракеты за рубежом обычно производится методом моделирования процесса самонаведения. Модель отражает особенности метода самонаведения, характеристики ракеты, в том числе головки самонаведения, поведение цели и возмущения, воздействующие на ракету. Структурная схема контура управления состоит из структурных схем звена автопилот — ракета, головки и кинематического звена, которое замыкает контур самонаведения через цель. Особенностью контура управления является наличие звена с переменным коэффициентом, величина которого обратно пропорциональна расстоянию ракета — цель $L_{рц}$. Это расстояние на борту ракеты обычно не измеряется, чтобы не усложнять головку самонаведения. Поэтому кинематическое звено становится нестационарным, что приводит в условиях быстрого изменения расстояния ракета — цель, т. е. вблизи цели, к неустойчивости контура управления и появлению промаха, который равен текущему промаху в момент подлета ракеты к мертвой зоне. Различные варианты структурных схем контура самонаведения рассмотрены в [20].

Моделирование процесса самонаведения может быть чисто математическим или смешанным (физико-математическая модель). В первом случае составляется в соответствии с конкретной постановкой задачи система уравнений, которая решается на ЭВМ. При этом необходимо также математически воспроизвести некоторые особенности обработки сигнала в ГСН, логику ее работы. В ряде случаев эта часть модели может быть весьма существенна по объему.

При физико-математическом моделировании используется реальная ракета или ГСН, которая устанавливается на динамическом стенде. Перемещение и характеристики цели воспроизводятся с помощью имитатора цели или математически. Связь ракеты (или ГСН) с имитатором цели осуществляется соответствующими системами математических соотношений с помощью ЭВМ. Достоинством физико-математического моделирования является наличие реальной ГСН. Однако это может стать недостатком, когда необходимо получить результаты при существенном изменении характеристик ГСН [23].

Влияние способов борьбы с СНР при моделировании учитывают так же, как другие возмущения [20]. Это может существенно усложнить модель процесса самонаведения, потребовать подробного описания способов борьбы и реакции на них головки самонаведения. Характер изменения модели определяется спецификой применяемых способов борьбы. Так, например, исследование влияния ложных целей на полет ракеты с радиолокационной ГСН, имеющей моноимпульсный координатор, требует учета пеленга при каждом измерении. Если координатор измеряет пеленг по каждому импульсу, необходимо эту операцию моделировать десятки и даже сотни раз в секунду. При этом не только усложняется модель процесса самонаведения, но и резко возрастает потребное машинное время на моделирование. Такая ситуация может привести к необходимости расчленения общей модели самонаведения на ряд частных и использованию результатов частного моделирования для общей модели в качестве исходных данных.

3.4. Влияние защищенности от СНР на боевые наряды средств поражения

Для выполнения боевой задачи выделяют определенное количество средств, которое называют боевым нарядом. Боевой наряд средств, предназначенных для выполнения боевой задачи, состоит из трех частей:

- наряд средств, необходимый для выполнения боевой задачи при отсутствии противодействия противника (полигонный наряд);
- ожидаемое количество средств, которое может быть уничтожено или выведено из строя противником в процессе выполнения боевой задачи;

средства обеспечения, предназначенные для нейтрализации противодействия противника.

Величина наряда будет зависеть от эффективности входящих в его состав средств. При уменьшении их эффективности величина наряда возрастает. Рассмотрим этот вопрос при определении необходимого зенитного прикрытия объектов.

Количество средств зенитного прикрытия определяется требуемым уровнем сохранности прикрываемых объектов и противодействием противника. По опыту боевых действий в Юго-Восточной Азии командование ВВС США выделяло в состав групп обеспечения действий ударных средств воздушного нападения самолеты-помехопостановщики, самолеты, вооруженные противорадиолокационными ракетами, и др. При использовании ПРР в качестве основных средств борьбы с зенитными комплексами количество самолетов — носителей этих ракет требуется тем больше, чем меньше эффективность ракет, т. е. количество зависит от применяемых средств борьбы. Определим, как меняется количество ЗРК, которые должны обеспечить сохранность защищаемого объекта с вероятностью U, в зависимости от применяемых средств борьбы, снижающих эффективность ПРР.

Пусть боевой наряд авиации, предназначенный для поражения объекта, состоит из M самолетов, из них M_1 — число ударных и M_2 — число самолетов обеспечения. Последние прикрывают ударные самолеты помехами из зон барражирования и могут поражать зенитные комплексы самонаводящимися ракетами.

Анализируя особенности прикрываемого объекта, его уязвимость с учетом инженерного оборудования, определяют полигонный наряд самолетов, который должен поразить объект с вероятностью $1-U$. Пусть этот наряд составляет M_U самолетов. При таком расчете воздушный противник исходит из условия, что зенитное прикрытие должно обладать возможностями поразить M_1-M_U самолетов.

Для простоты расчета будем считать, что в группировке зенитных средств осуществляется эффективное целераспределение и вероятность обстрела самолетов, входящих в зону поражения, близка к единице. Если вероятность поражения ударного самолета одной ЗУР R, а по каждому самолету выпускается k ЗУР, то вероятность поражения обстреливаемого самолета $[1-(1-R)^k]$. Зенитное прикрытие, состоящее из N комплексов, каждый из которых имеет в боекомплекте

b ракет, может уничтожить $M_y = bN[1-(1-R)^k]/k$ самолетов.

Будем считать, что каждый авиационный комплекс самонаведения имеет d ПРР. Тогда общее количество таких ракет в наряде авиации $M_2 d$. Полагаем, что при выполнении боевой задачи расходуются все ПРР, т. е. по каждому ЗРК выпускается в среднем $M_2 d/N = n$ ракет. Если эффективность одной ПРР составляет W, то вероятность поражения зенитного комплекса $1-(1-W)^{M_2 d/N}$.

Теперь уточним количество пораженных самолетов с учетом вывода из строя зенитных комплексов и сокращения за счет этого зенитного прикрытия. Ориентировочно можно считать, что математическое ожидание количества ЗРК, поражающих цели, будет составлять $N(1-W)^n$. Тогда математическое ожидание числа уничтоженных самолетов

$$M_1 - M_u = \frac{1}{k}(1-W)^n Nb[1-(1-R)^k].$$

Это уравнение можно записать в следующем виде:

$$1-(1-W)^n = 1 - \frac{(M_1 - M_u)k}{Nb[1-(1-R)^k]}. \qquad (3.6)$$

В левой части уравнения (3.6) стоит известное выражение для определения вероятности поражения цели n ракетами.

Графики зависимостей вероятности поражения цели от числа ракет n при известной эффективности одной ракеты приводятся во многих книгах по исследованию операций [6, 19]. Семейство таких кривых при изменении эффективности ракеты от 0,1 до 0,9 приведено на рис. 3.2. Здесь введена дополнительная ось абсцисс (по ней откладывается величина $N = M_2 d/n$). Решением уравнения (3.6) будут точки пересечения этих кривых с прямой, построенной по выражению, стоящему в правой части уравнения.

Рассмотрим гипотетический пример использования полученного уравнения (3.6) для определения требуемого зенитного прикрытия объектов. Пусть для поражения какого-то объекта требуется полигонный наряд $M_u = 5$ самолетов. С учетом действия системы ПВО на выполнение этой задачи авиационное командование выделяет в четыре раза больше ударных самолетов: $M_1 = 20$. По опыту боевых действий американской авиации в Юго-Восточной Азии состав группы обеспечения составлял около 50 % числа ударных самолетов, т. е. $M_2 = 10$. Считаем, что все они

несут по две ПРР, т. е. $d=2$ [34]. Зенитное прикрытие организовано из ЗРК типа «Роланд-2», у которого на пусковой установке имеется четыре ракеты ($b=4$), эффективность каждой от 0,4 до 0,6. Каждый самолет в среднем обстреливается двумя ЗУР ($k=2$).

Для решения задачи требуемого зенитного прикрытия на график (рис. 3.2) наносим зависимости правой части

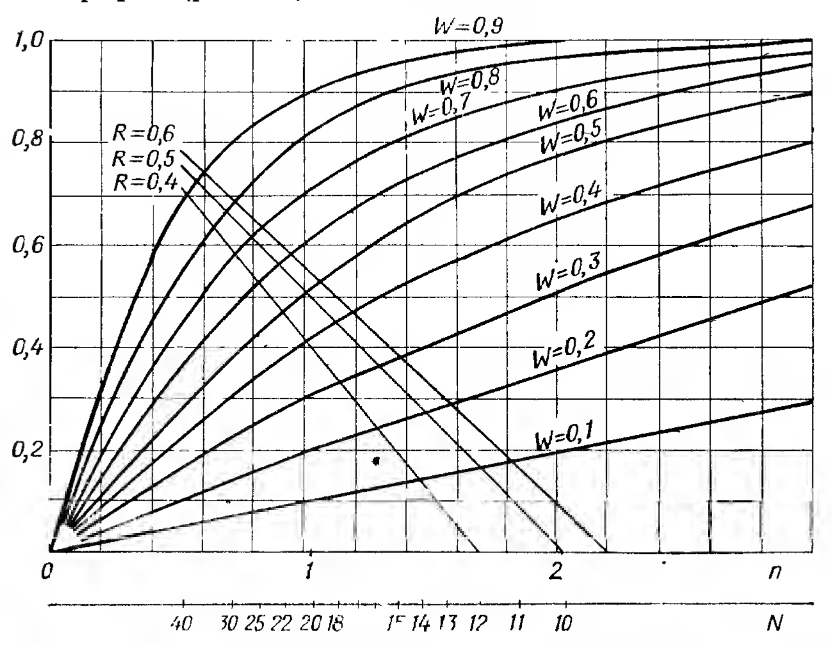


Рис. 3.2. К определению необходимого количества комплексов типа «Роланд-2» в зенитном прикрытии объекта

уравнения (3.6) от величины N при принятых исходных данных. Они носят линейный характер. При расчетах взяты три значения эффективности ЗУР R: 0,4; 0,5 и 0,6. Решение получается в точках пересечения этих прямых с семейством кривых $1-(1-W)^n$.

Анализ полученных решений показывает, что при вероятности поражения самолета одной зенитной ракетой $R=0,4$ требуемое количество ЗРК составляет 40, если вероятность поражения ЗРК одной самонаводящейся ракетой $W=0,9$. Требуемое количество ЗРК уменьшается до 17, если эффективность ПРР удается снизить до $W=0,2$. При вероятности поражения самолета одной зенитной раке-

той $R=0,5$ требуемое количество ЗРК уменьшается с 38 до 14 соответственно, а при $R=0,6$ — с 35 до 13.

Уравнение (3.6) можно использовать для определения требуемого наряда авиации, предназначенного для поражения объекта с вероятностью $1-U$, при различной эффективности самонаводящихся ЗУР. Для решения этой задачи уравнение (3.6) запишем в виде

$$M_1=(1-W)^n[1-(1-R)^k]\,bN/k+M_u.$$

Если в это уравнение подставить те же исходные данные, а количество ЗРК усреднить и принять $N=20$, то получим необходимое количество ударных самолетов боевого наряда при различных значениях эффективностей ракет R и W (табл. 3.1).

Таблица 3.1

W	R			
	0,2	0,4	0,6	0,8
0,1	6	8	8	9
0,5	12	18	22	24
0,9	18	26	35	40

Аналогичные задачи можно решить и для других типов самонаводящихся ракет. Получаемые решения показывают, что эффективность СНР оказывает большое влияние на количество сил, привлекаемых для выполнения боевых задач.

Так, в первом примере возможно уменьшить количество ЗРК более чем в два раза, если использовать средства борьбы с самонаводящимися ракетами, уменьшающие их эффективность с 0,9 до 0,2. Во втором примере снижение эффективности самонаводящихся ЗУР с 0,8 до 0,2 позволяет уменьшить наряд ударных самолетов в 1,5—2 раза.

4. СПОСОБЫ БОРЬБЫ, ОСНОВАННЫЕ НА УМЕНЬШЕНИИ ИНФОРМАЦИИ

4.1. Энергетическая и временна́я скрытность

Способы повышения энергетической скрытности имеют целью снизить мощность сигнала от защищаемого объекта, что приводит к ухудшению эффективности работы системы обнаружения и головки самонаведения при захвате цели. Если ГСН захватила цель, то способы энергетической скрытности на точность самонаведения существенного влияния не оказывают. Однако в иностранной печати отмечается, что промах СНР, управляемой телевизионной головкой самонаведения, увеличивается, если цель маскируется под фон местности или ухудшается прозрачность атмосферы.

Способы повышения временно́й скрытности также позволяют снизить дальность разведки, но только за счет ухудшения временны́х характеристик системы обнаружения вследствие прерывистого поступления информации. Эта же причина приводит к усложнению захвата цели ГСН, вызывает увеличение промаха ракеты. На рис. 4.1 в качестве примера приведены зависимости вероятности разведки от времени при среднем времени разведки $t_р = 15$ с и различном характере поступления информации на вход системы обнаружения. Из рисунка видно, что прерывистый характер информации приводит к резкому увеличению времени разведки. Если среднее время разведки больше или меньше принятого при расчете, соответственно будут меняться временны́е характеристики системы обнаружения. Увеличение времени разведки при прерывистом поступлении информации приводит в конечном счете к уменьшению дальности пуска ракеты. Если сокращение дальности существенно, возрастает вероятность поражения комплекса самонаведения огневыми средствами, которые могут защищать объект.

Повышение энергетической скрытности достигается в том числе путем ухудше́ния условий распространения энергии между объектом и комплексом самонаведения, отра-

жающих свойств или величины излучения объекта, применением специальных сигналов. Ухудшение условий распространения достигается использованием естественных и применением специальных средств. Для этого объекты самонаведения могут располагаться за укрытиями или в «мертвых зонах» полей видимости средств обнаружения. Хорошим естественным препятствием распространению прямого излучения является растительность: лес, кустарник. Лес

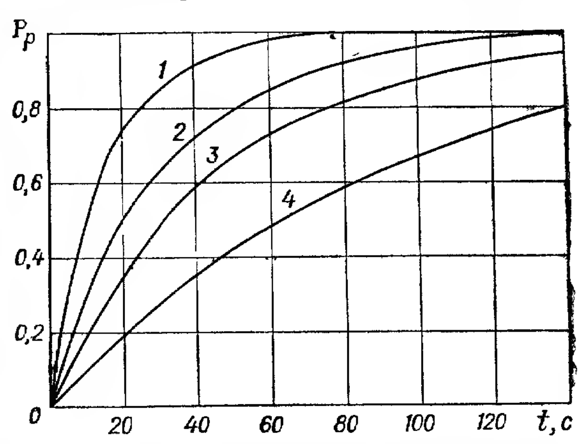


Рис. 4.1. Зависимости вероятности разведки при различном характере информации от объекта

1 — непрерывном; 2, 3, 4 — прерывистом со скважностью 2, 3 и 6 соответственно

позволяет хорошо укрыть военную технику от визуального, телевизионного и другого наблюдения. Листва обладает поглощающими свойствами в акустическом диапазоне. В лесу существенно ухудшается распространение радиоволн [1]. Установлено, что дальность радиопередач для дециметрового диапазона в лесу в 15—20 раз меньше, чем на открытой местности. При этом электромагнитное поле имеет ярко выраженный интерференционный характер. Совокупность стволов деревьев образует своего рода дифракционную решетку, и установить направление прихода радиоволн крайне затруднительно. На длине волны около 60 см ослабление радиоволн в лиственном лесу составляет 0,1—0,2 дБ/м. С уменьшением длины волны ослабление радиоволн увеличивается и при длине волны 25 см достигает 0,35 дБ/м, а при 9,2 см — несколько рядов деревьев являются практически непрозрачным

препятствием. Коэффициенты поглощения радиоволн для длины волны 9,2 см в некоторых материалах приведены в табл. 4.1 (дБ/см) [1].

Таблица 4.1

Материал	Коэффициент поглощения радиоволн для состояния материала	
	сухого	влажного
Кирпич	0,5	2,0
Черепица	1,1	3,4
Шифер	2,7	3,3
Дерево	0,5—1,1	0,5—2,2

Существенное поглощение электромагнитной энергии можно получить при использовании специальных средств. Зарубежные специалисты считают, что при борьбе с электронно-оптическими средствами наиболее эффективно применение дымов, аэрозолей, различных экранов и маскирующих сеток.

Постановка дымов применялась во время боевых действий в Юго-Восточной Азии как средство борьбы против управляемых авиационных бомб типа «Уоллай» с телевизионными ГСН При прохождении через дымовую завесу энергия оптического диапазона ослабляется в 12 и более раз. Для постановки дымовых завес на вооружение стран НАТО приняты штатные средства, некоторые характеристики которых приведены в табл. 4.2.

Таблица 4 2

Тип средства	Калибр, мм	Масса, кг
Боеприпас с парашютом	40	—
Снаряд	57	0,17
Мина	60	0,35
НУРС	70	—
Снаряд	75	0,61
Снаряд	105	1,84
Реактивная граната М-30	88,9	3,4
Ручная дымовая граната		0,45
30-фунтовая дымовая шашка		5,9

В артиллерийских снарядах, минах, гранатах, авиационных бомбах, фугасах и реактивных снарядах в качестве дымообразующих веществ используются белый фосфор, пластический белый фосфор, гексахлорэтановая

смесь, а также цветовые дымовые смеси: красная, зеленая, желтая и фиолетовая. В армии США практикуется защита танка ХМ-1 и бронемашин с помощью дымовых установок, смонтированных на борту. Испытания показали, что даже при неблагоприятных для образования дымового облака условиях (сильный дождь и ветер до 55 км/ч) бронемашина закрывалась через 2 с.

Для образования дымовых завес используются также дымовые авиационные приборы. Прибор имеет цилиндрический корпус, внутри которого размещается 500 алюминиевых сферических ампул с дымообразующим веществом (раствор серного ангидрида в хлорсульфоновой кислоте). Один прибор массой 450 кг обеспечивает создание дымовой завесы протяженностью 300—400 м.

Оптическое излучение в 8 и более раз можно ослабить также с помощью искусственных туманов. Электромагнитные волны радиодиапазона ослабляются также в ионизированных облаках при взаимодействии с частицами среды. Отражение и преломление происходит, когда удельная электрическая проводимость, диэлектрическая ε и магнитная μ проницаемости среды меняются. При этом меняется коэффициент преломления:

$$n = \sqrt{1 - 81 N_э / f^2},$$

где f — частота электромагнитных колебаний;

$N_э$ — концентрация электронов в 1 м^3.

При достаточно высокой степени ионизации может происходить полное отражение электромагнитной волны ($n=0$). Необходимая для этого концентрация электронов весьма существенно зависит от длины волны. Поглощающие свойства ионизированной среды характеризуются коэффициентом поглощения, величина которого (в дБ/км) вычисляется по формуле

$$p = \frac{1{,}8 \cdot 10^{-2} N_э \nu}{(2\pi f)^2 - \nu^2},$$

где ν — частота соударений электронов с другими частицами среды.

Наиболее мощная ионизация среды возникает при взрыве ядерных боеприпасов. Естественно, что такой способ не может быть использован для борьбы с СНР. Для этой цели может применяться более локальная ионизация, которая возникает при горении некоторых химических составов, при распылении и сжигании легкоионизирующих

элементов (цезия, натрия и др.). Возможности применения таких средств достаточно ограничены.

Для уменьшения дальности захвата полуактивными и активными радиолокационными головками самонаведения более широко применяются способы уменьшения ЭОП. Это достигается использованием малоотражающих форм и противорадиолокационных покрытий.

Повышение скрытности достигается также при снижении уровня излучения радио- и радиолокационных средств. С этой целью в ЗРК «Усовершенствованный ХОК» уменьшены уровни боковых лепестков радиолокационных станций.

Одним из эффективных способов повышения энергетической скрытности в оптическом диапазоне является применение маскирующих сетей. Для маскировки комплекса ХОК разработаны специальные маскирующие сети из нейлоновой ткани, покрываемой полихлорвинилхлоридом и полиэфиром. В армии США имеется три варианта маскирующих сетей общего назначения: «лесной ландшафт», «снежный ландшафт», «пустыня».

Повышение энергетической скрытности от тепловых систем разведки и СНР за рубежом достигается уменьшением теплового контраста объектов на окружающем фоне. С этой целью принимают меры по уменьшению мощности теплового излучения за счет экранирования наиболее нагретых частей, применения теплоизолирующих материалов, введения в топливо двигателей различных добавок [17, 22].

При конструировании самолетов уменьшают эффективное сечение патрубков и располагают их таким образом, чтобы они экранировались хвостовым оперением или создавали максимум излучения в ту сторону, откуда наименее вероятна атака самолета. В результате в индикатрисе излучения самолета возникают провалы, и, если в процессе наведения СНР попадает в них, возможны потери цели. Такие провалы получены в индикатрисе излучения самолета «Дуглас» В-66 в зоне курсовых углов 17—22°. У английского самолета «Баканир-2» установлен специальный экран реактивной струи в задней полусфере. В США при разработке перспективных самолетов применяют плоские или двумерные выхлопные сопла, полукруглые воздухозаборники. Зарубежные специалисты считают, что эти меры позволяют существенно уменьшить тепловое излучение.

При модернизации противотанкового вертолета «Кобра» предусмотрены промежуточный охладитель выхлоп-

ных газов, выхлопная труба которого выводится к несущему винту для ускорения охлаждения, и специальная окраска корпуса, снижающая отражение в инфакрасном диапазоне.

Учитывая, что аэродинамический нагрев зависит не только от скорости объекта, но и от его формы, коэффициента излучения обшивки и других факторов, зарубежные конструкторы стараются оптимизировать все показатели для получения хороших аэродинамических характеристик при одновременном уменьшении теплового излучения воздушных объектов.

В заключение рассмотрим пути повышения энергетической скрытности морских объектов для защиты от ракет и торпед с активными и пассивными акустическими ГСН. Установлено, что при увеличении числа лопастей явление кавитации (нарушение сплошной текучести жидкости и связанное с этим выделение пузырьков газа, сопровождаемое звуковыми эффектами) наступает при больших скоростях. Поэтому за рубежом стали устанавливать не трехлопастные, а пяти- и шестилопастные винты. У современных атомных подводных лодок, имеющих пятилопастные винты, кавитация на рабочих глубинах практически не возникает. К уменьшению шумов ведет снижение скорости вращения гребных винтов. Изучается возможность применения соосных гребных винтов. Уменьшение шумов достигается при этом за счет того, что отбрасываемой воде вращательное движение не сообщается. Считается, что снизить шумы винтов можно изготовлением лопастей из пластмасс.

Другим источником гидродинамического шума является взаимодействие корпуса с потоком воды. Установлено, что наилучший режим обтекания возникает при отношении длины корабля к ширине, равном 6—7. Для этой же цели максимально уменьшают количество выступающих частей и их размеры, предпринимают все меры для уменьшения неровностей и шероховатостей корпуса. Для этого используют конструкции, позволяющие убрать внутрь корпуса выступающие части на время движения, подбирают покрытия, уменьшают количество отверстий, а оставшиеся заполняют специальными пенопластами и мастиками. Обтекатели гидроакустических станций совмещают с корпусом. Кормовые вертикальные и горизонтальные рули на зарубежных подводных лодках стали располагать впереди винтов. При этом хотя и ухудшилась эффективность рулей, особенно на малых скоростях, но уменьшились шумы. В ряде стран считают, что оптимально располагать рули вокруг винта. Считает-

ся, что при таком расположении шумы снижаются как за счет лучшего обтекания рулей, так и за счет экранировки шумов винта.

Улучшение условий обтекания происходит при устранении завихрений в пограничном слое. Иностранные кораблестроители считают, что этого можно добиться при введении в пограничный слой «неньютоновских жидкостей» (например, водных растворов полимерных веществ с высоким молекулярным весом). Однако практическая реализация такой рекомендации затруднена.

Наиболее действенным способом, снижающим структурный шум (за счет вибраций), является исключение некоторых механизмов из состава бортового оборудования. В этом направлении за рубежом ведутся большие работы. В атомной подводной лодке ВМС США «Нарвал» используется ядерный реактор без циркулярных насосов. На подводной лодке *NR*-1 испытывался малошумный малогабаритный ядерный реактор и забортные электродвигатели погруженного типа. На подводной лодке «Джек» установлена прямодействующая безредукторная турбина и соосные гребные валы.

Стремясь минимизировать количество движущихся частей, американские специалисты работают над созданием ядерных энергетических установок большой мощности с термоэлектрическими преобразователями тепловой энергии.

Принимаются меры для снижения шума самих механизмов. Для уменьшения вибраций бортовые механизмы изготовляют с меньшими допусками, с менее напряженными режимами работы, уменьшают скорости движения, применяют амортизаторы и специальные покрытия. За счет амортизаторов можно обеспечить снижение передаваемого корпусным конструкциям шума на 20—30 дБ в диапазоне частот 100—3200 Гц.

За рубежом разработано несколько типов вибродемпфирующих покрытий. К ним относятся перфорированные пирамидальные плитки из твердого поливинилхлорида, покрытие изнутри слоем минеральной ваты. Средний коэффициент поглощения материала достигает 0,6 [22]. Для легких стальных фундаментов применяют плитки из сополимера поливинилхлоридполивинилацетата на графической основе. Такие плитки крепятся к конструкциям эпоксидным клеем. Для более массивных фундаментов и конструкций используют прессованное стекловолокно.

Снижение воздушного шума достигается использованием шумопоглощающих покрытий и специальных конструк-

ций. Так, для нереверсивных электрических машин рекомендуются вентиляторы с наклонными лопастями. Чтобы избежать резонанса и ослабить шум, лопасти распределяют неравномерно, их число строго рассчитывают.

Проблема борьбы с шумом имеет для надводных и подводных военных кораблей большое значение. Поэтому за рубежом осуществляется постоянный контроль уровня шумов. Для этого на каждом корабле имеется специальный комплекс измерительной аппаратуры. Измерения производятся не реже двух раз в месяц в нескольких точках каждого агрегата. Результаты измерения заносятся в специальную карту. Если уровень шума превышает допустимый, выход в море запрещается.

Вышеописанные меры борьбы с шумами направлены против пассивных гидроакустических средств обнаружения и самонаведения. Для борьбы с активными и полуактивными гидроакустическими средствами, в том числе ракетами и торпедами с активными акустическими ГСН, принимаются меры снижения отражающих способностей объектов. Для этого отдельные участки корпусов кораблей и подводных лодок покрывают материалами, поглощающими звуковые волны. Во время второй мировой войны применяли двухслойные покрытия, поглощающие до 99 % падающей энергии звуковых волн в диапазоне 9—17 кГц. Внешний слой — сплошной, внутренний имел отверстия различного диаметра. Естественно, что весь корпус не представляется возможным покрыть такими материалами, ибо при этом резко увеличивается масса корабля и ухудшаются его качества.

Несмотря на пристальное внимание к вопросам борьбы с ракетами и торпедами с акустическими ГСН, по мнению зарубежных специалистов, эта проблема весьма далека от разрешения.

4.2. Уменьшение эффективной отражающей поверхности объектов

Существуют три способа снижения ЭОП объектов самонаведения [2,4]: выбор формы объекта, применение противорадиолокационных покрытий и управление рассеянием радиоволн.

Известно, что ЭОП меньше у объектов, имеющих малые размеры, малые радиусы кривизны поверхности и не содержащих резких изломов поверхности. Со стороны, про-

тивоположной направлению облучения, величина ЭОП плоской стенки при нормальном падении энергии в 1,25 раза превышает величину площади, у цилиндрической поверхности ЭОП составляет 0,32 облучаемой площади, у конуса — 0,3, у шаровых поверхностей эти величины совпадают.

При конструировании объектов военной техники стремятся использовать в первую очередь малоотражающие формы, исключить поверхности, сходные с угловыми отражателями. Если по конструктивным особенностям объект имеет резкие переломы поверхности, они могут закрываться противорадиолокационными экранами, которые представляют собой токопроводящие листы. Такие экраны применяются для защиты подводных лодок, стоящих на базах, военных построек и других объектов [22]. Полагают, что снижение отражающих свойств объектов достигается, если на поверхности наносятся канавки, желобки, чашеобразные выступы или углубления [28]. Исследования, проведенные в университете г. Ванкувер (Канада), показывают возможность значительного уменьшения отражения радиоволн от больших поверхностей при использовании ребристых структур. Расстояния между ребрами и их глубина должны быть соизмеримы с длиной волны

Большие работы за рубежом ведутся по уменьшению ЭОП боеголовок баллистических ракет [28]. Теоретически идеальной малоотражающей формой является бесконечный конус, рассматриваемый с вершины. Поэтому стремятся получить большой коэффициент удлинения головных частей ракет. Такая форма способствует также ослаблению ударной волны и уменьшению нагрева поверхности, что, в свою очередь, приводит к снижению ионизации и, следовательно, уменьшению ЭОП «следа» головной части ракеты. Практически оказывается необходимым также закругление вершины конуса для снижения турбулентности пограничного слоя Использование малоотражающих форм может уменьшить ЭОП самолетов, кораблей, танков, ракет и других объектов в сотни раз [22].

Действие противорадиолокационных покрытий основано на явлениях интерференции и поглощении радиоволн в слоистых средах По принципу действия противорадиолокационные покрытия бывают поглощающими, интерференционными и комбинированными [12]. Поглощающие покрытия [illegible] обеспечить поглощение падающей электромагнитной энергии и отсутствие отражения от гра-

ницы раздела сред. Определим параметры среды, в которой выполняется это условие.

Выражение для комплексного коэффициента отражения плоской волны от границы раздела двух сред имеет вид [4]

$$R = \frac{z - z_0}{z + z_0},$$

где z_0 — волновое сопротивление свободного пространства; $z = \sqrt{\mu/\varepsilon}$ — волновое сопротивление; μ — магнитная, ε — диэлектрическая проницаемость поглощающего покрытия. Коэффициент отражения R обращается в нуль, если $\mu = \sqrt{\varepsilon\mu}$. Этому условию удовлетворяют материалы, в состав которых входят ферромагнетики и магнитодиэлектрики. Однослойные покрытия, выполненные из таких материалов, хорошо поглощают волны дециметрового и метрового диапазонов. Однако ГСН ракет ввиду ограниченности габаритов конструируются обычно для сантиметрового диапазона. Для поглощения волн этого диапазона применяют многослойные покрытия с переменными от слоя к слою параметрами. Внешний слой стремятся сделать ребристым для увеличения площади соприкосновения покрытия с падающей электромагнитной волной.

В интерференционных покрытиях используется эффект компенсации падающей на покрытие и отраженной от границы раздела покрытие — объект волны. В результате многократных отражений происходит взаимодействие большого количества волн. Интерференционное покрытие будет идеальным, если суммарное отраженное поле равно нулю:

$$E_{от} = \sum_{i=1}^{n} E_i = 0.$$

Это равенство выполняется при условии, если толщина покрытия l равна нечетному числу четвертей длин волн, т. е. при

$$l = 0{,}25\lambda\,(2k + 1),$$

где $k = 1, 2, 3...$

Интерференционные покрытия являются узкодиапазонными, кроме того, их эффективность резко ухудшается при увеличении угла падения волны. Повышение диапазонности требует создания многослойных покрытий. Наиболее перспективны комбинированные многослойные покрытия, создаваемые на основе комплексного использования явлений интерференции и поглощения радиоволн.

Рассмотрим характеристики некоторых зарубежных покрытий [4, 25, 22, 28]. Примером узкодиапазонных интерференционных покрытий являются покрытия MX и MS, разработанные в Англии (табл. 4.3). Основой этих покрытий служит каучук, смешанный с карбональным железом. На тыльную сторону покрытия наносится слой меди или латуни. Покрытия MS содержат больше магнитных материалов, чем MX. Они более диапазонны. Покрытия MS и MX могут поглощать и рассеивать мощность примерно 1 Вт на 1 см^2 покрытия. При кратковременном облучении эта способность значительно выше.

Таблица 4.3

Марка покрытия	Толщина, мм	Диапазон волн, см	Ширина диапазона, %	% отраженной мощности на оптимальной волне*	Масса 1 м^2, кг	Отражатели
MX1	2	3—3,4	10	0,02	7	Медь
MX3	2		10		9	Латунная ткань
MS1	4		24		17	Медь
MS3	4	9,1—10,5	24	0,01	17	Латунная ткань

* При рассогласовании длины волны на ±5% величина отраженной энергии увеличивается для материала MX1 до 1,3%, для MS1 — до 0,08%. Эти характеристики справедливы при нормальном падении волны.

В США разработано интерференционное покрытие RS в трехсантиметровом диапазоне волн. Оно изготавливается в виде эластичных пластмассовых листов толщиной 1,75 см, коэффициент отражения составляет около 1 %, масса 1 м^2 5 кг.

Характеристики широкодиапазонных многослойных покрытий приведены в табл. 4.4.

В материал AN-W входит неопреновая ткань, покрытая нейлоном. Покрытие «Экосорб RM» представляет собой эластичную кремнеорганическую пену. Оно предназначено для снижения ЭОП воздушно космических объектов. Материал AF рекомендуется для использования на неподвижных или малоподвижных объектах (наземных и надводных). Он делается из двух слоев пористого каучука, смешанного с угольной пылью.

Широкодиапазонные поглощающие материалы изготавливаются также на основе ферритов. Они отличаются малой толщиной и небольшим весом. Такие покрытия предназначены для снижения ЭОП воздушно-космических объ-

Таблица 4.4

Марка покрытия	Толщина, мм	Максимальная отраженная мощность, %	Диапазон волн, см	Масса 1 м², кг
AN-W-72	3,2	1,5	1,5	0,4
AN-W-73	9,5	1	4,0	0,8
AN-W-74	15,9	1	8,6	1,2
AN-W-75	25,4	1	12,5	2,0
AN-W-77	63,5	1	33	3,5
AN-W-79	114,3	1	66	8,0
«Экосорб RM»	9,5	2	4	3
«Экосорб RM»	28,6		8	6,85
AF-10		1	3—10	
AF-11		1	5,7	
AF-20		1	1—10	

ектов. Разработаны материалы, обеспечивающие поглощение энергии в диапазонах метровых, дециметровых и сантиметровых волн. Так, покрытие толщиной 5 мм (массой 1 м² 5 кг) работает в диапазоне от 10 см до 10 м и отражает в центре диапазона 1 % мощности, на краях — 7 %.

Таким образом, использование противорадиолокационных покрытий может в 100 и более раз снизить величину отраженной энергии и соответственно уменьшить ЭОП объектов. Однако широкое использование покрытий связано с большими трудностями, в частности, с существенным увеличением массы и стоимости объекта. Для воздушных объектов ограничения применению покрытий накладываются также требованиями по прочностным и температурным характеристикам. Поэтому оказывается целесообразным покрывать не весь объект, а только те части поверхности, которые образуют «блестящие точки». На самолете такими участками являются воздухозаборники и другие значительные отверстия, острые кромки. Они могут быть выявлены из физических соображений и при исследованиях ЭОП объекта. Такие исследования за рубежом проводят на моделях, облучаемых сканирующим лазерным лучом, диаметр которого значительно меньше модели. При этом очень быстро определяются местоположения «блестящих точек». Кроме уменьшения величины переотраженной энергии возможно управление формой диаграммы направленности так, чтобы максимумы и минимумы отражения располагались в требуемых направлениях. Это осуществляется путем подключения комплексной нагрузки к отдельным локальным участкам

поверхности объекта. Регулировка параметров комплексной нагрузки позволяет изменять распределение амплитуд и фаз переизлучаемого поля.

Теоретические расчеты таких распределений для реальных объектов, имеющих сложную конфигурацию, весьма затруднительны. Для тел простой формы это решение возможно. В [4] показано, как меняется ЭОП некоторых простых тел. Так, для диполя длиной $l=0{,}43\lambda$ и толщиной $b=0{,}35\lambda$ ЭОП уменьшается на 30—35 дБ при индуктивной нагрузке $z=j600$.

Управление электромагнитным полем, переотражаемым корпусом самолета, может достигаться нанесением металлических полос на обшивку, предварительно покрытую изоляционным материалом. Полосы соединяются и ориентируются таким образом, чтобы получить воздушный конденсатор, который включается в колебательный контур. При облучении самолета контур настраивается, чтобы минимум ЭОП был ориентирован в направлении атакующей ракеты.

В зарубежной литературе сообщается, что лаборатория бортовой электронной аппаратуры ВВС США показала возможность уменьшения ЭОП самолета F-4 в передней полусфере на 10 дБ. Это достигается использованием радиопоглощающего покрытия для фонаря кабины летчика и применением такого обтекателя антенны бортовой РЛС, который является прозрачным только на частотах собственной РЛС. Рассмотрим, как изменится вероятность поражения самолета комплексом самонаведения при уменьшении ЭОП на 10 и 6 дБ. При этом используем методику и характеристики гипотетического ЗРК самонаведения [24]. Комплекс обладает следующими тактико-техническими данными:

средние работные времена: от момента обнаружения до автозахвата системой наведения $t_1=10$ с, от момента автозахвата до захвата ГСН $t_2=15$ с, от захвата ГСН до пуска ЗУР $t_3=10$ с; среднеквадратические отклонения этих времен $\sigma_1=\sigma_2=\sigma_3=2$ с;

дальности действия по самолету, не применяющему меры снижения ЭОП: средняя горизонтальная дальность обнаружения $x_0=25$ км, автозахвата $x_{аз}=20$ км, захвата ГСН $x_г=15$ км; среднеквадратические отклонения этих дальностей $\sigma_0=\sigma_{аз}=\sigma_г=1$ км;

ошибки счетно-решающего прибора при определении упрежденной точки· систематическая $\Delta x_у=0$, среднеквадратическая $\sigma_у=0{,}5$ км, упредительного времени $\sigma_4=2$ с;

средняя скорость полета ЗУР $V_р = 600$ м/с, среднеквадратический разброс полетного времени $\sigma_п = 3$ с;

границы зоны поражения ЗРК: ближняя $x_б = 2$ км, дальняя $x_д = 8$ км.

Примем также, что угол встречи ЗУР с самолетом близок к нулю, эффективность боеголовки ЗУР по зоне поражения мало меняется и произведение $R_{бг} P_э = 0{,}8$, самолет летит прямолинейно со средней скоростью $V_ц = 300$ м/с.

Для определения вероятности поражения самолета одной самонаводящейся ЗУР используем формулу (2.2). Поскольку цель излучает непрерывно и активных способов защиты не применяется, а самонаведение производится на всем протяжении полета ракеты, можно принять $P_{вс} = 1$ и $P_{ип} = 1$.

В соответствии с методикой [24] для определения эффективности ЗРК сначала необходимо найти вспомогательную функцию $\Gamma(x)$, характеризующую распределение вероятностей обнаружения цели, ее автозахвата станцией наведения и головкой самонаведения. Функция $\Gamma(x) = R_1(x) R_2(x) R_3(x)$, где сомножители определяются через табличные нормальные функции распределения вероятностей Ф*(...) соответствующих дальностей до цели. Значения функций Ф*(...) приводятся в литературе, в том числе в [24].

$$R_1(x) = \Phi^*\left[\frac{x_0 - V_ц(t_1 + t_2 + t_3) - x}{\sqrt{\sigma_0^2 + V_ц^2(\sigma_1^2 + \sigma_2^2 + \sigma_3^2)}}\right];$$

$$R_2(x) = \Phi^*\left[\frac{x_{аз} - V_ц(t_2 + t_3) - x}{\sqrt{\sigma_{аз}^2 + V_ц^2(\sigma_2^2 + \sigma_3^2)}}\right];$$

$$R_3(x) = \Phi^*\left[\frac{x_г - V_ц t_3 - x}{\sqrt{\sigma_г^2 + V_ц^2 \sigma_3^2}}\right].$$

Расчеты, приведенные при принятых исходных данных, показывают, что математическое ожидание дальности x, при которой $\Gamma(x) = 0{,}5$, составляет $x_п = 11{,}5$ км. Среднеквадратическое отклонение $\sigma_x = 0{,}92$ км получается из максимального разброса: $6\sigma_x = 5{,}5$ км. Успешное выполнение предпусковых операций характеризуется распределением

$$P_р(x) P_п(x) = \Phi^*\left(\frac{x_у - x}{\sigma_у}\right),$$

где среднее значение упредительной дальности $x_у = x_п - V_ц \tau_у$.

Поскольку среднее значение упредительного времени

$$\tau_у = \frac{x_п}{V_р + V_ц} = 12{,}8 \text{ с, то } x_у = 7{,}7 \text{ км.}$$

Вероятность выполнения фазы наведения определяется по формуле

$$P_н(x) = \Phi^*\left(\frac{x - x_б}{\sigma_н}\right) - \Phi^*\left(\frac{x - x_д}{\sigma_н}\right),$$

где
$$\sigma_н = \frac{q\sqrt{\sigma_у^2 + V_ц^2\sigma_п^2}}{\cos\psi + q},$$

ψ — угол встречи ЗУР с целью;
$q = V_р/V_ц$.

При принятых условиях $\sigma_н = 1{,}03$ км.

Теперь можно определить зависимость вероятности поражения самолета одной ракетой от дальности до точки встречи

$$W(x) = P_р(x) P_п(x) P_н(x) P_{вс} P_{нп} R_{бг} P_э.$$

Эта зависимость для вышеприведенных исходных данных показана на рис. 4.2 (кривая 1).

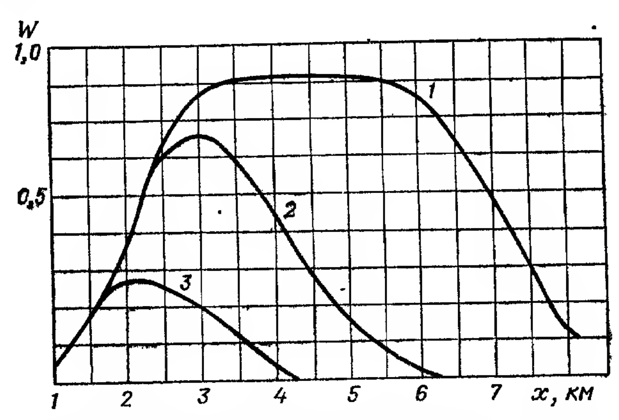


Рис. 4.2. Зависимости вероятности поражения самолета гипотетическим зенитным комплексом самонаведения от дальности до точки встречи:

1 — без мер борьбы против СНР, 2 и 3 — при уменьшении ЭОП самолета на 6 и 10 ДБ соответственно

При уменьшении ЭОП самолета дальности обнаружения, автозахвата, захвата ГСН и среднеквадратические отклонения их уменьшаются в соответствии с формулой радиолокации, т. е. пропорционально корню четвертой степени снижения ЭОП. Таким образом, при ослаблении ЭОП на 10 дБ

эти величины принимают значения: $x_о = 15$ км, $x_{аз} = 11{,}2$ км, $x_г = 8{,}5$ км и $\sigma_о = \sigma_{аз} = \sigma_г = 0{,}56$ км; при ослаблении на 6 дБ: $x_о = 17{,}7$ км, $x_{аз} = 14{,}1$ км, $x_г = 10{,}6$ км, $\sigma_о = \sigma_{аз} = \sigma_г = 0{,}71$ км.

Проведя те же расчеты, получаем зависимости $W(x)$ при новых исходных данных (кривые 2 и 3 на рис. 4 2).

Из рис. 4.2 видно, что при уменьшении ЭОП сокращается зона поражения ЗРК и уменьшается вероятность поражения цели одной ЗУР. Если принять, что точка встречи будет с одинаковой вероятностью находиться в любом месте зоны поражения, то защищенность ОС

$$З = 1 - W = 1 - \frac{1}{x_д - x_б} \int_{x_б}^{x_д} W(x)\,dx.$$

По результатам расчета получается, что защищенность самолета возрастает с 0,54 до 0,72 при уменьшении его ЭОП на 6 дБ и до 0,86 при уменьшении ЭОП на 10 дБ.

4.3. Борьба с ракетами «воздух — РЛС» способами повышения временной скрытности

По сообщениям зарубежной печати, личный состав вьетнамской Народной армии широко использовал способы повышения временной скрытности работы ЗРК при борьбе с американскими ракетами «Шрайк» и «Стандарт ARM». Борьба заключалась в регламентации времени излучения и использовании прерывистых режимов излучения радиолокационных станций комплексов. Рассмотрим эффективность этих способов борьбы на примере использования их в комплексах типа «Роланд», «Индиго», «Скайгард Спарроу».

Комплекс «Роланд-2» компонуется на базе французского танка АМХ-63 или боевой машины пехоты «Мардер». В состав комплекса входят РЛС обнаружения, РЛС сопровождения цели и ракеты, оптические (по цели) и инфракрасные (по ракете) средства сопровождения, пусковая установка с ракетами.

Самоходный вариант ЗРК «Индиго» МЕ1 размещается на двух самоходных установках: на одной пусковая установка ЗУР «Индиго», на другой система управления, в состав которой входит РЛС обнаружения «Мирадор» и РЛС наведения «Эльдорадо».

На основе материалов зарубежной печати [2, 14, 34] работу ЗРК, применяющего способы временной скрыт-

ности, можно описать следующим образом. Излучение РЛС обнаружения комплекса начинается по командам от вышестоящих командных пунктов или пунктов управления. Рассматриваемые комплексы являются одноканальными по цели, поэтому во время сопровождения цели излучение РЛС обнаружения может быть выключено без ощутимой потери эффективности ЗРК. Последующее включение этой станции может осуществиться за некоторое время, достаточное для обнаружения новой воздушной цели, до освобождения целевого канала. РЛС сопровождения излучает минимально необходимое время для обстрела цели. В ЗРК «Роланд-2» ввод ракеты в луч станции сопровождения шириной $2° \times 1°$ осуществляется с помощью инфракрасного пеленгатора, который сопровождает ракету по излучению специального бортового источника. РЛС сопровождения имеет дублирующее оптическое устройство, которое работает при оптической видимости цели. Аналогично используется телевизионное устройство в комплексе «Скайгард Спарроу».

Рассмотрим сначала дуэльную ситуацию, когда один ЗРК действует против одного АРК, несущего противорадиолокационные самонаводящиеся ракеты (ПРР), обозначим момент начала работы наземной РЛС обнаружения $t_р$. При этом расстояние между авиационным и наземным комплексами $L_о = L_{п\,max} + V_с (t_р + t_п) + \Delta L$. В этой формуле и далее для удобства используются средние значения скоростей АРК $V_с$, ЗУР $V_р$, ПРР $V_{пр}$, а также следующие обозначения для ЗРК: средние времена обнаружения цели $\bar{t}_о$, предпусковой работы системы наведения $\bar{t}_н$, полета $\bar{t}_п$, взятия на автосопровождение (от момента обнаружения) $\bar{t}_а$. Аналогичные времена для АРК обозначаются с добавочным индексом «п». Максимальные отклонения времен обозначаются Δt. С учетом этих обозначений временные диаграммы работы АРК и ЗРК приведены на рис. 4.3. Все временные интервалы, связанные с функционированием комплексов, можно представить в виде сумм: время обнаружения ЗРК $t_о = \bar{t}_о + \rho\Delta t$, время полета ПРР $t_{пп} = \bar{t}_{пп} + \rho\Delta t_{пп}$ и т. д. Здесь ρ — случайная величина, равновероятная в пределах от $+1$ до -1. Для сокращения записи будем употреблять только мгновенные значения этих временных интервалов, понимая, что они определяются суммой математического ожидания и мгновенного отклонения.

Итак, рассмотрим алгоритм дуэльной ситуации. В момент $t_р$ АРК начинает принимать сигналы от станции обнаруже-

ния ЗРК и в момент $t_1 = t_р + t_{оп} + t_{нп}$ может быть совершен пуск первой ПРР по излучению этой станции. Если темп пуска ракет авиационным комплексом $t_{тп}$, то в момент $t_2 = t_1 + t_{тп} = t_р + t_{оп} + t_{нп} + t_{тп}$ может быть произведен пуск второй ПРР.

Излучение станции обнаружения ЗРК прекращается после взятия цели на автосопровождение, т. е. в момент $t_3 = t_р + t_о + t_а + \Delta L/V_с$. Первая и вторая ПРР заканчивают свой полет в моменты $t_4 = t_1 + t_{пп1}$ и $t_5 = t_2 + t_{пп2}$.

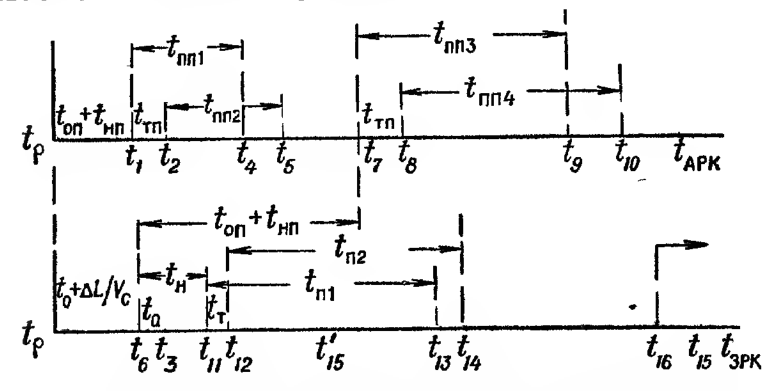


Рис. 4.3. Временные диаграммы функционирования зенитного и авиационного ракетных комплексов в дуэльной ситуации

Поскольку излучение РЛС обнаружения прекратилось в момент t_3, полет ПРР на конечном участке может происходить без получения информации об объекте самонаведения. Поэтому вероятность поражения ЗРК ракетами, наводящимися по излучению РЛС обнаружения, будет зависеть от характера отрезков времени

$$\tau_{01} = t_4 - t_3 = t_{оп} - t_0 + t_{нп} + t_{пп1} - t_а - \frac{\Delta L}{V_с},$$

$$\tau_{02} = t_5 - t_3 = t_{оп} - t_0 + t_{нп} + t_{тп} + t_{пп2} - t_а - \frac{\Delta L}{V_с}.$$

Из сообщений зарубежной печати известно, что промахи ПРР резко возрастали, если РЛС, по которой она пущена, прекращала излучение. Известно также, что точность самонаведения существенно зависит от размеров «мертвой зоны», в которой сигналы ошибки не отрабатываются самонаводящейся ракетой. Конкретные значения промахов определяются структурой контура самонаведения, характеристиками самонаводящейся ракеты и цели.

Однако всегда промахи будут увеличиваться при увеличении времени полета ракеты на конечном участке самонаведения без получения информации.

Через некоторое время после выключения РЛС опять начинает работать на излучение. Поэтому встреча ПРР с РЛС может произойти спустя некоторое время после ее повторного включения. В общем случае условная вероятность поражения РЛС является функцией характера ее излучения в момент встречи ПРР с РЛС $R_{бг}(t) = R_{бг0}\, a(t)$ при выключении излучения и $R_{бг}(t) = R_{бг0}\, b(t)$ при включении излучения, где $R_{бг0}$ — условная вероятность поражения ОС при наличии информации до конца самонаведения; $a(t)$ — неко-

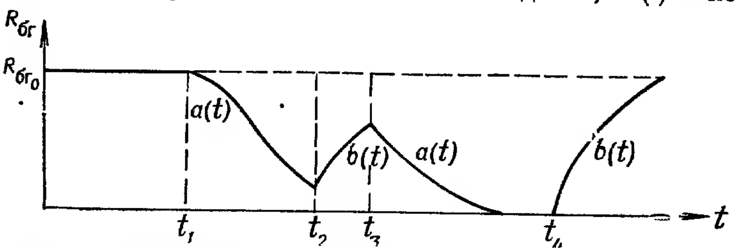


Рис. 4.4. Характер изменения эффективности боеголовки СНР при наведении на объект, от которого информация поступает прерывисто: t_1, t_3 — моменты выключения излучения РЛС; t_2, t_4 — моменты включения излучения РЛС

торая монотонно убывающая функция $(a(0) = 1,\ a(\infty) = 0)$; $b(t)$ — некоторая монотонно возрастающая функция. Если включение излучения РЛС происходит в момент времени t_ξ, когда значение $a(t_\xi)$ еще достаточно далеко от нуля, то $b(t_\xi)$ нужно начинать не с нулевого значения, а с некоторого $b(t_\xi) = a(t_\xi)$.

Качественный характер изменения условной вероятности поражения РЛС показан на рис. 4.4. Конкретный вид кривой зависит от характеристик ракеты и уязвимости РЛС и может быть определен на основе результатов моделирования процесса самонаведения.

С учетом сказанного условная вероятность поражения ЗРК (или РЛС обнаружения для комплекса с разнесенными РЛС обнаружения и РЛС наведения) ракетами, самонаводящимися по радиоизлучению РЛС обнаружения, будет равна $R_{бг0}$, если $\tau_0 < 0$ или $R_{бг0}\, a(t = \Delta t_{со})$, если $\tau_0 > 0$. Необходимо отметить, что при таком подходе учитываются и другие составляющие эффективности ПРР, входящие в формулу (2.2). Так, вероятность разведки учитывается через

времена разведки $t_{рп}$ и выполнения предпусковых операций $t_{нп}$. Если наземная РЛС обнаружения излучает прерывисто, соответственно увеличиваются эти времена и это отражается на характере величин τ_0, а следовательно, и значениях $R_{бг}$.

В дуэльной ситуации весьма мала вероятность того, что предпусковое работное время АРК при первых пусках по РЛС обнаружения увеличится настолько, что самолет-носитель будет входить в зону поражения ЗРК, поэтому можно принять $P_п=1$. Если ЗРК не будет обстреливать ПРР, то также $P_{нп}=1$. Вероятностью правильного наведения для рассматриваемого случая можно считать вероятность того, что РЛС-цель не будет потеряна во время полета головкой самонаведения ПРР. Можно считать, что при работе РЛС без перерывов излучения $P_н=1$. Наличие перерывов излучения может привести к потере цели. Тогда применяется методика, изложенная в разд. 3.3. Конкретное значение вероятностей потери и перезахвата определяется на основе анализа угловой скорости линии визирования в процессе полета ПРР и параметров прерывистого режима работы РЛС.

Вероятность встреливания $P_{вс}$ определяется с учетом ошибок встреливания, которые зависят от координат точки пуска, определяемых высотой полета самолета и горизонтальной дальностью относительно ЗРК:

$$x_1 = L_0 - \Delta L - V_c (t_{оп} + t_{нп})$$

для первой ПРР и

$$x_2 = L_0 - \Delta L - V_c (t_{оп} + t_{нп} + t_{тп})$$

для второй ракеты.

Если ЗРК этими ракетами не поражен, в момент $t_6 = t_\rho + t_0 + \Delta L/V_c$ начинает излучать РЛС наведения и по окончании предпусковых операций стартует первая ЗУР в момент $t_{11} = t_6 + t_н$. При обстреле самолета двумя ЗУР вторая пускается в момент $t_{12} = t_6 + t_н + t_т$. АРК может пустить ракеты по излучению РЛС наведения в момент $t_7 = t_6 + t_{оп} + t_{нп}$ — третью ПРР и $t_8 = t_7 + t_{тп}$ — четвертую ПРР. Эти ракеты достигнут РЛС-цель в моменты соответственно $t_9 = t_7 + t_{пп3}$ и $t_{10} = t_8 + t_{пп4}$.

В свою очередь, первая и вторая ЗУР долетят до самолета в моменты $t_{13} = t_{11} + t_{п1}$ и $t_{14} = t_{12} + t_{п2}$, если ЗРК не будет ранее поражен. Если вероятность поражения самолета одной ЗУР составляет R, а по зенитному комплексу выпущено $n_о$ ПРР по излучению станции обнаружения и $n_н^*$ по

излучению РЛС наведения, то вероятность поражения самолета n зенитными ракетами

$$W_c = \begin{cases} 1-(1-R)^n \text{ при } t_{13,14} < \min(t_{4,5};\ t_{9,10}); \\ [1-(1-R)^n]\prod_{i=1}^{n_о}(1-W_{оi}) \text{ при } t_{4,5} \leqslant t_{13,14} \leqslant t_{9,10}; \\ [1-(1-R)^n]\prod_{i=1}^{n_о}(1-W_{оi})\prod_{j=1}^{n_н}(1-W_{нj}) \text{ при } t_{13,14} > \\ > \max(t_{4,5};\ t_{9,10}), \end{cases}$$

где $W_о$ и $W_н$ — вероятности поражения одной ПРР соответственно станции обнаружения и станции наведения зенитного комплекса.

Рассмотрим теперь вероятность поражения ЗРК ракетами, выпущенными в моменты t_7 и t_8. Вероятность разведки АРК по излучению РЛС наведения определяется таким же образом, как по излучению РЛС обнаружения, т. е. учитывается через работное время АРК. Вероятность пуска находится как вероятность того, что самолет не будет сбит до момента t_7 или t_8, т. е. $P_{пз,4} = 1$ при $t_{7,8} < t_{13,14}$, $P_{пз,4} = 1 - W_c$ при $t_{7,8} \geqslant t_{13,14}$. Горизонтальные дальности точек пуска составляют:

для третьей ракеты $x_3 = L_о - V_c(t_7 - t_р)$,

для четвертой ракеты $x_4 = L_о - V_c(t_8 - t_р)$.

Вероятность непоражения $P_{нп} = 1$, поскольку ЗРК обстреливает только самолет. Условная вероятность поражения ЗРК (РЛС наведения) определяется в соответствии с характером работы РЛС в моменты t_9 и t_{10}. При этом необходимо учитывать, что выключение излучения РЛС наведения производится при дальности видимости цели $L_в$ в момент $t'_{15} = t_р + (L_о - L_в)/V_c$. При отсутствии оптической видимости (ночь, туман) излучение выключается после определения результатов стрельбы в момент $t_{15} = \max(t_{13},\ t_{14}) + t_{наб}$. Для определения эффективности боеголовки третьей и четвертой ПРР необходимо сравнить величины t_9 и t_{10} с t_{15} или t'_{15} так же, как это делалось для РЛС обнаружения.

Таким образом, рассмотрена дуэльная ситуация в течение первого цикла стрельбы ЗРК. Второй цикл наступает включением излучения РЛС обнаружения в момент t_{16}.

Анализ защищенности ЗРК в условиях отражения налета авиации группировкой ПВО зарубежными специалистами проводится с помощью моделей боевых действий, в основе которых лежит алгоритм, описанный для дуэльной ситуации. Для проведения ориентировочных оценок можно воспользоваться упрощенным методом, усредняя при этом возможные ситуации.

5. СПОСОБЫ БОРЬБЫ, ОСНОВАННЫЕ НА СМЕЩЕНИИ ТОЧКИ САМОНАВЕДЕНИЯ

5.1. Особенности самонаведения на групповую цель

Борьба с самонаводящимся оружием за счет смещения точки самонаведения применяется в зарубежной практике достаточно давно. Способы борьбы, основанные на этом принципе, считаются иностранными военными специалистами весьма эффективными. Так, по сообщениям зарубежной печати, при боевых действиях на Ближнем Востоке в 1973 г. арабы успешно применяли ЗУР с полуактивными радиолокационными и пассивными инфракрасными головками самонаведения до тех пор, пока израильская авиация не стала использовать средства борьбы с ними. Против ЗУР с радиолокационными головками применялись передатчики радиопомех, которые устанавливались на вертолетах, находящихся за пределами досягаемости ракет. Борьба с ЗУР, оснащенными инфракрасными головками, осуществлялась с помощью трассеров, выстреливаемых с атакуемых самолетов.

Основная идея способов борьбы, основанных на смещении точки наведения ракет, заключается в том, чтобы, используя дополнительные источники излучения или переизлучения, сорвать самонаведение или существенно увеличить ошибки управления. Для этого применяют ложные цели самого различного характера или источники излучения со специальной модуляцией. В результате этого снижается вероятность наведения СНР на цель $P_к$ или увеличиваются промахи, что приводит к уменьшению эффективности боеголовки ракеты $R_{бг}$. На другие составляющие эффективности СНР способы борьбы этой группы влияние не оказывают. Поэтому оценку эффективности их целесообразно проводить с помощью формулы $W = pP_кR_{бг}$. Обе вероятности зависят во многом от разрешающей способности ГСН и динамических свойств ракеты.

Разделение целей и выбор одной из них может производиться в ГСН по различным параметрам: угловому положению, частоте излучения, скорости движения, времени прихода сигнала. Приемное устройство координатора обладает определенной избирательностью. В результате

этого сигналы, параметры которых не входят в полосу пропускания приемного устройства, не проходят на выход ГСН. Так, например, если полоса пропускания приемника по высокой частоте от 3000 до 3100 МГц, а логическая схема настроена на прохождение электрических импульсов с частотами следования от 600 до 700 Гц, то сигналы с несущей частотой 2900 МГц или частотой следования импульсов 750 Гц через приемное устройство не пройдут. В этом отношении ГСН не отличается по избирательности от других устройств, имеющих приемники сигналов такой же физической природы. Однако есть специфические параметры, по которым цели могут селектироваться при сближении с приемным устройством. К этим параметрам относятся угловые расстояния и скорости Доплера. Селекция целей по этим параметрам широко используется в ГСН.

В результате селекции головка самонаведения выбирает одну из целей на дальности, которую назовем дальностью разрешения $L_р$. В момент разрешения на выходе координатора возникает угловое возмущение. Если ракета сумеет полностью отработать возмущение, промахи относительно цели будут такими же, как при наведении на одиночную цель. В противном случае промах увеличивается. Для ориентировочной оценки дополнительного промаха необходимо определить время, которое необходимо ракете после разрешения для отработки возмущения $\tau_в$ и окончания переходных процессов $\tau_м$. Если постоянная времени контура управления ракетой $\tau_к$, то, чтобы промах не увеличивался, необходимо располагать временем наведения, не меньшим $\tau_\Sigma = \tau_к + \tau_в + \tau_м$.

В [4] показано, что для методов самонаведения с упреждением

$$\tau_в = 2V_р \, \Delta\theta \frac{1 + k_н \cos\varphi / \cos\psi}{ng},$$

где $k_н$ — коэффициент навигации.

Для методов преследования или погони выражение, стоящее в числителе, равно единице.

При отработке возмущения ракета движется по окружности с перегрузками ng. Если $L_р < V_р \tau_\Sigma$, промах увеличивается на величину, равную разности между мгновенным промахом в момент разрешения $L_р \operatorname{tg} \Delta\theta$ и отработанной частью промаха за время полета после разрешения $\Delta h = 0{,}5ng\,(L_р/V_г - \tau_к)^2$ Для определения величин $L_р$ и $\Delta\theta$ рассмотрим работу ГСН по групповой цели при разрешении по угловым координатам и доплеровским скоростям.

Процесс разрешения целей по угловым координатам можно пояснить на примере парной цели. Если сигналы от обеих целей имеют весьма близкие характеристики и проходят через приемник и селекторные устройства ГСН, они образуют суммарный сигнал. В результате его воздействия в процессе самонаведения в установив-

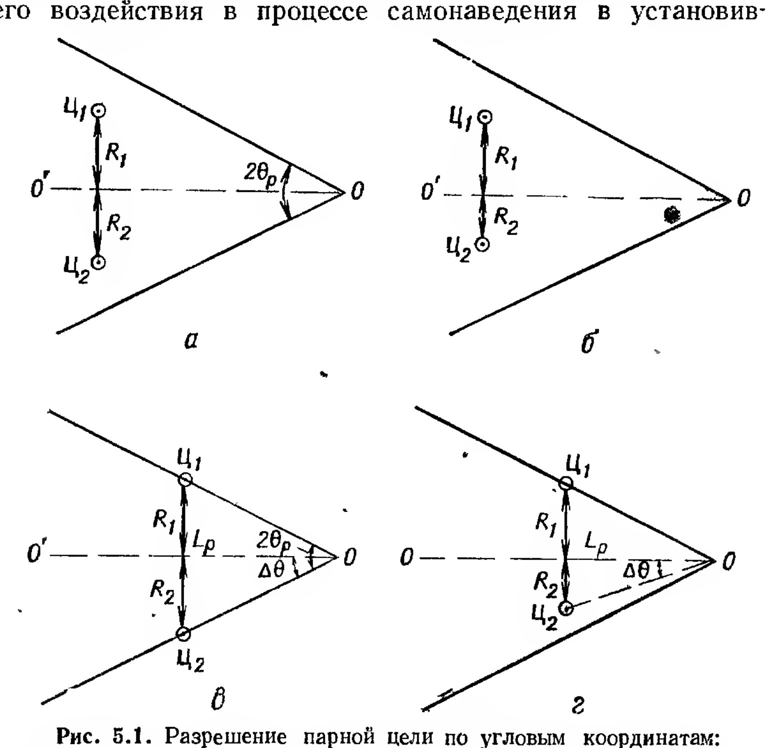


Рис. 5.1. Разрешение парной цели по угловым координатам:
OO′ — равносигнальное направление; Δθ — угловое возмущение в момент разрешения; $Ц_1$ — первая цель; $Ц_2$ — вторая цель; *а*, *б* — дальность до парной цели больше дальности разрешения; *в*, *г* — ГСН находится на дальности разрешения

шемся режиме на выходе фазового детектора ГСН напряжение близко к нулю. Это соответствует случаям:

а) энергии сигналов от обеих целей равны, их изображения располагаются симметрично в поле зрения ГСН относительно центра (рис. 5.1, *а*);

б) энергии сигналов различны, их изображения расположены в поле зрения на одном диаметре на расстояниях обратно пропорциональных энергиям (рис. 5.1, *б*).

В процессе самонаведения угловое расстояние между целями относительно ракеты увеличивается, и наступает

момент, когда одна из них (рис. 5.1, *г*) или обе сразу (рис. 5.1, *в*) выйдут из поля зрения, характеризуемого углом разрешения $2\theta_р$. Последнее бывает крайне редко. Угол между осью поля зрения ГСН и направлением на выходящую цель в момент разрешения равен половине угла разрешения $\theta_р$.

Рассмотрим вопрос разрешения количественно. Хеллгрен [32] провел анализ работы моноимпульсных пеленгаторов по одиночной и групповой целям. Развивая его работу, Сергеевский Б. Д. получил выражения для крутизны пеленгационной характеристики μ с учетом особенностей обработки сигнала. В частности, для амплитудного и фазового пеленгаторов

$$\mu(\theta) = \mu_0 \frac{\sum_{i=1}^{m} \sum_{j=1}^{m} \theta_j E_i E_j \cos(\varphi_i - \varphi_j)}{\sum_{i=1}^{m} \sum_{j=1}^{m} E_i E_j \cos(\varphi_i - \varphi_j)}, \qquad (5.1)$$

где μ_0 — крутизна пеленгационной характеристики по одиночной цели при $\theta = 0$;

θ_j — пеленг j-й цели;

E_i (E_j) и φ_i(φ_j) — амплитуда и фаза сигнала i-й (j-й) цели соответственно.

Выражение (5.1) показывает направление устойчивого положения оси ДНА и совпадает с известным выражением, определяющим направление распространения энергии (результирующего вектора Пойтинга). Это говорит о том, что ось ГСН всегда стремится ориентироваться перпендикулярно фазовому фронту электромагнитной волны. При $m = 1$ из (5.1) получаем обычное уравнение пеленгационной характеристики $\mu(\theta) = \mu_0\theta$.

Уравнение (5.1) будет справедливо для когерентных и некогерентных источников излучения. В большинстве случаев для борьбы с СНР применяют некогерентные источники. Тогда разность фаз $\varphi_i - \varphi_j$ будет быстро меняться, и комбинационные составляющие $E_i E_j \cos(\varphi_i - \varphi_j)$ не пройдут через низкочастотный тракт приемника. Выражение (5.1) упрощается:

$$\mu(\theta) = \mu_0 \frac{\sum_{k=1}^{m} E_k^2 \theta_k}{\sum_{k=1}^{m} E_k^2}.$$

Строго говоря, это выражение будет справедливым для линейного участка пеленгационной характеристики. При больших значениях θ пеленгатор определяет направление вектора Пойтинга с ошибкой. Для некогерентных источников будет более справедливым выражение

$$\mu(\theta) = \mu_0 \frac{\sum_{k=1}^{m} E_k^2 [F^2(\theta_0 - \theta_k) - F^2(\theta_0 + \theta_k)]}{\sum_{k=1}^{m} E_k^2 [F^2(\theta_0 - \theta_k) + F^2(\theta_0 + \theta_k)]}.$$

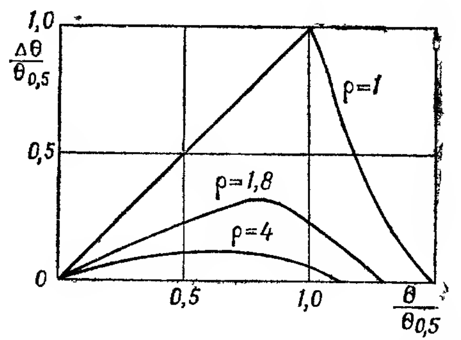


Рис. 5.2. Зависимость угловой ошибки сопровождения от углового расстояния между целями θ и соотношения их мощностей ρ при работе ГСН по парной цели

Здесь $F(\theta)$ — функция, описывающая вид ДНА головки самонаведения. Момент разрешения наступает, когда энергетический центр целей («центр тяжести») перестает быть точкой устойчивого равновесия, т. е. когда крутизна пеленгационной характеристики становится равной нулю:

$$\frac{d\mu(\theta)}{d\theta} = 0.$$

Это уравнение в общем виде для m целей аналитически не решено. Имеется частное решение [4] для парной цели при аппроксимации ДНА функцией

$$F(\theta) = \frac{\sin\theta}{\theta}.$$

Результаты решения приведены на рис. 5.2 для различных значений отношений мощностей сигналов $\rho = E_1^2/E_2^2$. При $\rho = 1$ угол разрешения равен ширине ДНА по уровню половинной мощности $2\theta_p = \theta_{0,5}$. Процесс разрешения при этом

скачкообразный, и на выходе ГСН появляется большое возмущение сигнала $\Delta\theta = 0{,}5\theta_{0,5}$. Однако чем большая разница в величинах сигналов, тем меньше возмущение в момент разрешения, и сам процесс разрешения происходит более плавно.

Дальность разрешения определяется расстояниями между источниками, углами подлета СНР и величиной угла разрешения. Из геометрических соображений (рис. 5.3) можно получить следующее выражение дальности разрешения парной цели, у которой расстояние между источниками $Б$:

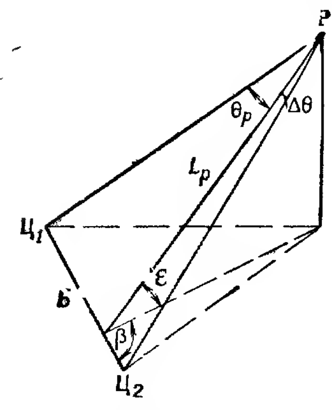


Рис. 5.3. Дальность углового разрешения $L_р$ парной цели ($Ц_1$ и $Ц_2$) головкой самонаведения

$$L_р = \left(\cos\varepsilon\cos\beta + \operatorname{ctg}\theta_р\sqrt{1-\cos^2\varepsilon\cos^2\beta}\right) Б\rho\,(1+\rho).$$

Угловое возмущение в момент разрешения

$$\Delta\theta = \operatorname{arcctg}\left[(\rho+1)\cos\varepsilon\cos\beta\sqrt{1-\cos^2\varepsilon\cos^2\beta} + \rho\operatorname{ctg}\theta_р\right].$$

В этих выражениях символами ε и β обозначены углы подлета СНР в двух плоскостях относительно середины расстояния между источниками.

Угловая разрешающая способность ГСН связана с величиной ДНА или углом поля зрения. Минимально реализуемая величина угла поля зрения прямо пропорциональна длине волны электромагнитного излучения и обратно пропорциональна диаметру антенны. Возможности увеличения последнего ограничены диаметром ракеты. Поэтому весьма высокую угловую разрешающую способность можно получить в оптических ГСН, где длина волны сигнала составляет единицы — доли микрометра. У радиолокационных ГСН длина волны на несколько порядков больше, ширина ДНА измеряется единицами, а иногда и десятка-

ми градусов. По мнению зарубежных специалистов, это требует принятия специальных мер повышения угловой разрешающей способности ГСН, например, за счет использования схем углового стробирования [12].

Принцип работы углового строба с нелинейными элементами поясняется рис. 5.4 для моноимпульсной ГСН с суммарно-разностной обработкой. Сигналы с выходов

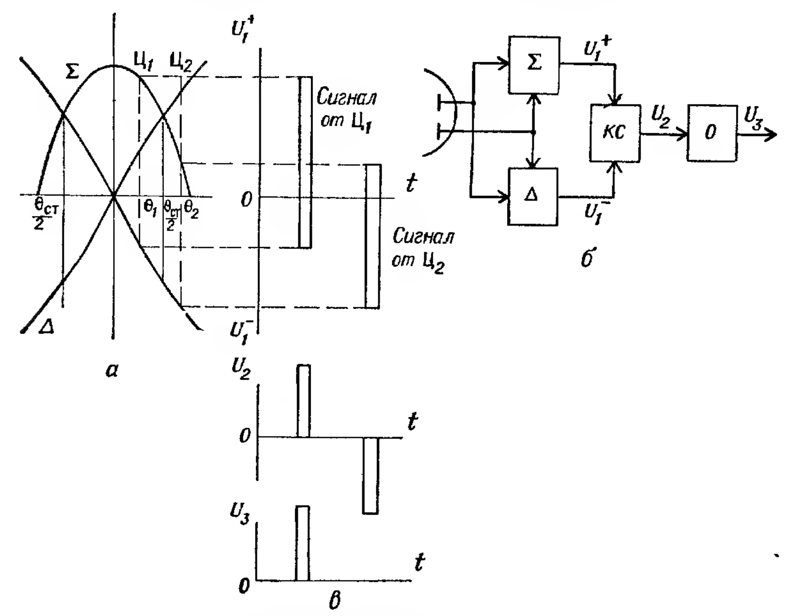


Рис. 5.4. Принцип работы углового строба:

а — суммарная Σ и разностная Δ диаграммы направленности; θ_1 и θ_2 — пеленги 1-й и 2-й целей, *б* — функциональная схема пеленгатора при угловом стробировании: Σ — суммарный канал, Δ — разностный канал, КС — каскад совпадения; О — ограничитель, *в* — эпюры, поясняющие принцип действия

суммарного и разностного каналов поступают на каскад совпадения и затем — на ограничитель. В каскаде совпадения производится вычитание сигналов, и поэтому полярность импульсов на его выходе зависит от того, в каком канале (суммарном или разностном) амплитуда сигнала больше. Ограничитель пропускает сигналы только одной полярности. Поскольку амплитуды сигналов в суммарном и разностном каналах определяются углом рассогласования, ограничитель не пропускает сигналы от целей, находящихся за пределами некоторого угла относительно равносигнального направления. Этот угол

называют углом стробирования $\theta_{ст}$. Если менять коэффициент усиления одного из каналов (суммарного или разностного), будет меняться величина угла рассогласования, при котором амплитуды сигналов в каналах одинаковы, т. е. будет изменяться величина углового строба. Такая схема хорошо работает по импульсным сигналам, если сами импульсы не накладываются друг на друга. В про-

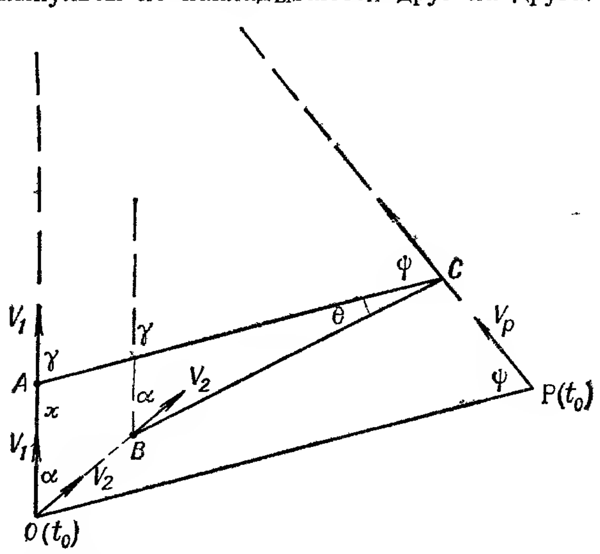


Рис. 5.5. Разрешение парной цели в ГСН по доплеровской скорости. Положение СНР и целей (истинной и ложной) в момент разделения t_0 (точки Р и О соответственно) и через некоторое время в момент t_1 (точки А, В и С): $V_р$ — скорость СНР, V_1 — скорость истинной цели; V_2 — скорость ложной цели

тивном случае образуются некоторые эквивалентные пеленги и эффективность работы углового строба ухудшается.

При наличии в поле зрения нескольких целей скорости сближения СНР с ними, как правило, различаются Когда разность доплеровских частот сигналов целей $\Delta f_д$ будет больше полосы пропускания фильтра скорости ГСН $\Delta f_ф$, цели разрешаются

Рассмотрим этот вопрос для двух целей. Пусть в некоторый момент t_0 две цели разделились (рис. 5.5), причем угол между векторами их скоростей равен α. Обозначим в следующий момент времени $t_1 > t_0$ углы φ — между вектором скорости ракеты и направлением на первую цель (угол упреждения), θ — между

целями относительно СНР, γ — между векторами скорости первой цели и направлением на ракету.

Считая скорости всех объектов на отрезке времени от t_0 до t_1 постоянными, на основе геометрических соображений получим разность доплеровских частот сигналов от первой и второй целей в момент t_1:

$$\Delta f_{д} = \frac{1}{\lambda}\left|(V_1 \cos\gamma + V_p \cos\psi) - [V_2 \cos(\gamma - \alpha - \theta) + V_p \cos(\psi + \theta)]\right|.$$

Эта разность в момент разрешения равна полосе фильтра доплеровских частот. Угловое расстояние между целями θ в момент разрешения можно определёить из условия

$$V_2 \cos(\gamma - \alpha - \theta) + V_p \cos(\psi + \theta) = |V_p \cos\psi + V_1 \cos\gamma - \Delta f_{ф}\lambda|. \quad (5.2)$$

Дальность разрешения может быть получена из рассмотрения $\triangle$ ABC:

$$L_p = AC = AB \sin(\gamma - \theta + x)\frac{1}{\sin\theta}.$$

Величины $x = \angle OAB$ и AB находятся из Δ ABC:

$$AB = V_2 (t_1 - t_0)\frac{\sin\alpha}{\sin x};$$

$$x = \operatorname{arctg}\frac{\sin\alpha}{\frac{V_1}{V_2} - \cos\alpha}.$$

За время $t_1 - t_0$ ложная цель, выпущенная со скоростью V_2 под углом α к вектору скорости защищаемого объекта, отойдет от него на угловое расстояние θ относительно СНР. Таким образом, связаны условия разрешения с взаимным движением первой, второй целей и СНР.

Из проведенного анализа видно, что при равных амплитудах сигналов, приходящих от защищаемого объекта и ложных целей, головка самонаведения, не имеющая специальных устройств распознавания, одинаково вероятно будет наводить ракету на истинную или ложную цель. Следовательно, если объект защищается некоторым количеством k одинаковых ловушек, то вероятность наведения на него СНР

$$P_k = \frac{1}{(1 + k)}.$$

Энергетическое превосходство одного из источников может привести к тому, что СНР будет наводиться преимущественно на него. Однако, по мнению зарубежных специалистов, проблему борьбы с СНР нельзя решить

так просто, так как стараются повысить селектирующие способности ГСН, ввести в них аппаратуру распознавания целей.

5.2. Применение ложных целей

По мнению зарубежных специалистов, ложные цели могут применяться для защиты самых различных военных и промышленных объектов: воздушных, наземных, надводных, подводных, космических. Для защиты от СНР с одной баллистической ракеты может быть выброшено до 50 ложных целей. Выделение на этом фоне защищаемого объекта является весьма сложной задачей [28].

Ложные цели классифицируют по виду излучения (радиолокационные, тепловые, оптические, акустические), живучести (однократного и многократного использования), способу применения (неподвижные, буксируемые, сбрасываемые), способу управления (автономные и управляемые), конструктивному выполнению (точечные имитаторы и объемные излучатели) и другим признакам.

Считают, что ложная цель значительно меньше истинной. Поэтому принимаются меры, чтобы сигнал от ложной цели был не меньше, чем от истинной. ЭОП радиолокационных ложных целей увеличивают путем установки пассивных переизлучателей или усилителей-ретрансляторов. В качестве пассивных переизлучателей широко применяются уголковые отражатели и линзы Люнеберга.

Линзы Люнеберга выполняются в виде диэлектрических шаров с коэффициентом преломления от 1 до 2, увеличивающимся к центру по закону

$$n = \sqrt{2 - \left(\frac{r}{R}\right)^2},$$

где r — расстояние до центра, R — радиус шара. Радиоволны, проходя через диэлектрический шар, фокусируются на его противоположной стороне, покрываемой металлической пленкой. Отражаясь от пленки и опять пройдя через шар, радиоволны переизлучаются в обратном направлении. Максимальное значение ЭОП линзы

$$\sigma = \frac{4\pi^3 R^4}{\lambda^2}.$$

Однако для расширения диаграммы направленности металлизированный слой приходится увеличивать, что

приводит к уменьшению ЭОП При ширине слоя d максимальное значение ЭОП

$$\sigma_{max} = 4\pi R^2 (\pi R - 2d)^2 \frac{1}{\lambda^2}.$$

Таким образом, при $d/R = 20\%$ ЭОП уменьшается на 10%. Для получения лучших результатов применяют специальные конструкции, у которых металлизированные кольца получают из навитых под углом 45° параллельных проволок.

Другим представителем пассивных переизлучателей являются антенные ретрансляционные решетки — отража-

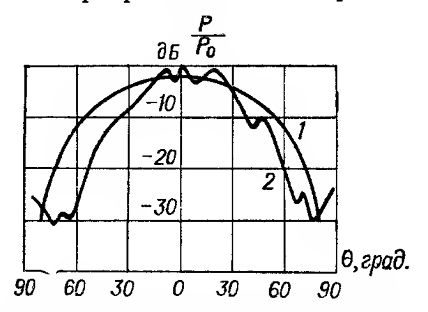


Рис. 5.6. Диаграмма направленности антенной решетки, состоящей из 16 диполей

1 — расчетная, 2 — экспериментальная

тели Ван-Атта. Они состоят из большого количества диполей или спиралей, из которых равноудаленные от центра соединены попарно. Принятый одним излучателем сигнал передается другим, соединенным с ним, в обратном направлении. Такие решетки имеют широкие диаграммы направленности (рис. 5.6). Максимальное значение ЭОП решетки из m излучателей, расположенных друг от друга на расстоянии $\lambda/2$ и удаленных от отражательного экрана на $\lambda/4$,

$$\sigma = 0{,}25\pi m^2 \lambda^2,$$

т. е. решетка размером $0{,}5 \times 0{,}5$ м^2 на длине волны 5 см имеет ЭОП $\sigma = 0{,}8$ м^2.

Для увеличения ЭОП используют также ретрансляторы-усилители, имеющие кроме приемной и передающей антенн еще и усилитель, а иногда и модулятор. Ретранслятором-усилителем будет отражатель Ван-Атта, если излучатели соединять через усилители. С помощью

усилителя-ретранслятора можно не только получать требуемые значения ЭОП, но и имитировать флюктуации отраженных от целей сигналов. Для этого в устройство вводится модулятор. Схематические изображения антенных ретрансляционных решеток активного и пассивного типов приведены на рис. 5.7.

Описанные принципы увеличения ЭОП используются для ложных целей, работающих не только в радиолокационном, но и в других диапазонах. В оптическом диапазоне используются уголковые отражатели с величиной граней, во много раз меньшей, чем в радиолокационном,

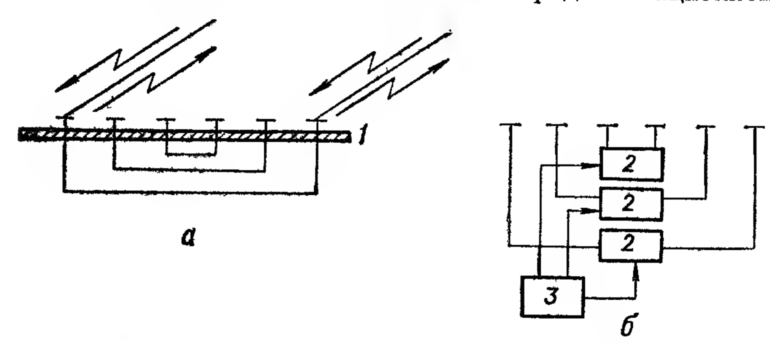


Рис. 5.7. Антенные ретрансляционные решетки пассивного *а* и активного *б* типов:

1 — экран, 2 — усилители, 3 — модулятор

применяются ложные цели с усилителями-ретрансляторами.

Для создания больших сигналов, превосходящих сигналы от защищаемых объектов, на ложных целях могут устанавливаться передатчики, имитирующие сигналы, излучаемые объектами, или передатчики помех, маскирующие эти сигналы Особенно это практикуется при борьбе с СНР, оснащенными пассивными головками самонаведения. Необходимо отметить, что при имитации собственного теплового излучения защищаемых объектов возникают большие трудности, если поверхности излучения их больше, чем у ложных целей. Поэтому для создания достаточно мощного излучения на ложных целях устанавливаются высокотемпературные излучатели, у которых в соответствии с законами теплового излучения спектр сдвинут в область более коротких длин волн Существенные отличия в спектрах излучения защищаемых объектов и ложных целей создают принципиальную возможность

их селекции. По сообщениям зарубежной печати, в ряде стран ведутся работы по реализации таких возможностей.

В большинстве случаев ложные цели представляют собой ракеты или другие движущиеся объекты с установленными на них радиоэлектронной аппаратурой и источниками различного излучения. Типичным представителем ложной цели является американская управляемая ракета «Грин-Квейл» класса «воздух — земля». На борту ракеты установлены средства увеличения ЭОП в радиолокационном диапазоне, источники теплового излучения и другая радиоэлектронная аппаратура.

В США разработана ложная цель СКАД, представляющая собой небольшой беспилотный самолет-снаряд длиной 3,2 м и диаметром 45 см. На одном бомбардировщике типа В-52 или В-1 может устанавливаться до 20—30 таких целей-ловушек. Система управления СКАД обеспечивает полет по различным траекториям, в том числе на малых высотах с огибанием рельефа местности [14]. Основное назначение СКАД — принять удары системы ПВО на себя и обеспечить действие ударных средств воздушного нападения.

На самолетах США устанавливаются устройства выброса дипольных отражателей и ложных тепловых целей AN/ALA-17, а также пиропатронов RR-119. Исследуются возможности создания пиропатронов с мощностью излучения до 20 кВт и временем горения до 6 с.

Наряду с выбрасываемыми ловушками применяют передатчики помех в подвесных контейнерах. Они включаются при обнаружении пуска управляемых ракет или периодически. Зарубежные специалисты считают такой метод эффективным против ракет, оснащенных пассивными инфракрасными ГСН. По интенсивности излучения передатчики превосходят двигатели и другие нагретые части самолетов. Разработано несколько типов инфракрасных передатчиков. В некоторых из них (AN/ALQ-104, AN/ALQ-107, AN/ALQ-123) используются цезиевые лампы. В передатчиках AN/ALQ-132 и AN/ALQ-144 источником излучения является камера сгорания на авиационном топливе.

Контейнеры с передатчиком AN/ALQ-123 устанавливаются на самолетах A-4, A-6, A-7, F-4. Передатчик может работать автоматически или по командам Сообщается, что время надежной работы лампы передатчика не менее 150 ч. Питается передатчик от турбины, которая вращается встречным потоком воздуха. Масса контейнера

с передатчиком AN/ALQ-123 составляет 172 кг, с передатчиком AN/ALQ-132 — 67 кг. Последний выполняется в двух вариантах: со всеракурсным излучением или с излучением только в заднюю полусферу.

Для воздействия на акустические ГСН используются ложные цели, оснащаемые специальными имитаторами. Они принимают и переизлучают сигналы гидролокатора или воспроизводят шум надводных и подводных объектов. Один из образцов такой ложной цели, изготовленный в США, напоминает торпеду. Он имеет электродвигатель, приводящий в движение ложную цель со скоростью до 10 узлов. Движение осуществляется по программе. Имитатор работает в режиме переизлучения или генерации шума в диапазоне 9,1—10 кГц, воспроизводя шум подводной лодки. Ложная цель может запускаться с подводных лодок, надводных кораблей и вертолетов.

Ложные гидроакустические цели создаются также с помощью имитационных патронов, начиненных газообразными веществами типа гидрида кальция. Гидроакустическая волна отражается от облака, образованного газами, и создает сигнал, имитируя наличие подводной лодки. Недостатком имитационных патронов является сложность воспроизведения эффекта движения [22].

Кроме вышеуказанных точечных излучателей применяют распределенные ложные цели. Так, для защиты кораблей от поражения ракетами с инфракрасными ГСН в США разработана ложная цель, представляющая собой контейнер из 127 элементов, выстреливаемых с помощью мортиры. Они образуют пиротехническое облако, обладающее большим, чем у корабля, излучением [22].

Объемные ложные цели могут образовываться за счет ионизации газов атмосферы при работе ракетных двигателей, при движении в атмосфере объектов с большими скоростями, в том числе при входе в атмосферу головных частей баллистических ракет. Распределенная ложная цель образуется также при облучении облаков дипольных излучателей или других объемных образований, а также подстилающих поверхностей.

Для защиты подвижных объектов необходимо воспроизвести не только характеристики излучения, но и параметры движения, а также правильно определить момент запуска ложной цели. В начальный момент ложная цель и защищаемый объект не разрешаются по параметрам. После пуска подвижный объект совершает маневр по скорости и направлению.

Как правило, по интенсивности сигнал от ложной цели превосходит сигнал от защищаемого объекта. В [4] из уравнений радиолокации и радиопротиводействия получены требования к ложной цели по энергетическим характеристикам.

Обычно для защиты подвижных объектов (самолетов, кораблей) применяют буксируемые или сбрасываемые самодвижущиеся ложные цели. Буксируемые цели менее критичны к моменту запуска, чем сбрасываемые, однако они снижают скорость движения защищаемого объекта. Впервые буксируемые ловушки применяла англо-американская авиация во время второй мировой войны. Они представляли собой металлические сети, которые создавали мощные отраженные радиолокационные сигналы и, таким образом, отвлекали на себя станции орудийной наводки и огонь зенитных орудий. Сейчас на буксируемых ловушках обычно устанавливаются пассивные переотражатели, усилители-ретрансляторы и другие излучатели. Самолеты и корабли, как правило, оборудуются лебедками с тонким буксировочным канатом длиной до 10 км. Удаление буксируемой ложной цели определяется разрешающей способностью ГСН.

Сбрасываемые ложные цели автономны. На них могут устанавливаться двигатели. В простейшем случае в качестве ложных целей применяют сбрасываемые или выстреливаемые с защищаемых объектов уголковые отражатели, пачки дипольных отражателей, пиропатроны. Для успешного применения выброс должен происходить после захвата цели головкой самонаведения ракеты, а время существования ложной цели превосходить постоянные времени следящих систем ракеты по углу, скорости и дальности. Для определения момента запуска ложных целей самолеты и другие объекты оборудуются специальными устройствами для обнаружения пуска СНР и сопровождения их. В 1977 г. на авиакосмической выставке в Ле-Бурже демонстрировалось несколько таких устройств. США представили приемники предупреждения о радиолокационном облучении AN/ALR-46/1 и AN/ALR-67. Последний предназначен для замены состоящего на вооружении ВМС США приемника AN/ALR-45.

На американских бомбардировщиках В-52 и В-111 устанавливается инфракрасный пеленгатор AN/AAR-34, предназначенный для обнаружения летящих ракет и самолетов противника по излучению двигателей со стороны задней полусферы.

Устанавливаемые на ложных целях источники излучения могут быть когерентными и некогерентными. При использовании последних СНР наводится в «центр тяжести» до момента разрешения.

При когерентных источниках существенную роль играют соотношения амплитуд и разность фаз сигналов на входе ГСН. Это явление для двух когерентных источников проанализировано в ряде источников [например, 4, 21]. Если излучения синфазны, равносигнальное направление ГСН находится между ними (рис. 5.8, *а*), при противофазных — лежит вне базы (рис. 5.8, *б*). Таким образом, при определенных соотношениях мощностей ρ и фаз φ когерентных источников ГСН может наводить ракету за пределы области, в которой они находятся. Количественный анализ показывает, что ошибка углового сопровождения

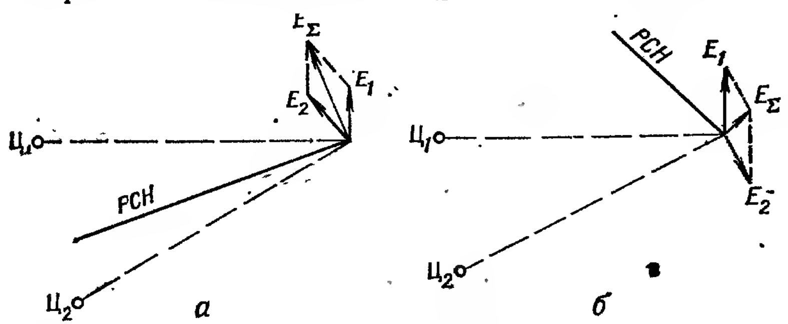


Рис. 5.8. Векторные диаграммы электромагнитных полей двух когерентных источников ($Ц_1$ и $Ц_2$) при синфазном *а* и противофазном *б* излучении:

E_1, E_2, E_Σ — векторы напряженности полей 1-го, 2-го источников и суммарный соответственно; РСН — равносигнальное направление

$$\Delta\theta = \operatorname{arctg}\frac{0{,}5\,\theta\,(1-\rho)}{\rho + 2\sqrt{\rho}\cos\Delta\varphi + 1}.$$

Из этого соотношения видно, что при разности фаз Δφ, близкой к 180° (противофазные источники), и $\rho \approx 1$ ошибка будет максимальной.

Однако, несмотря на столь заманчивый эффект, информация о практическом применении когерентных источников для борьбы с СНР отсутствует. Это можно объяснить двумя причинами. Во-первых, большая ошибка сопровождения возникает только при разности фаз, близкой к 180°, и примерно равных мощностях сигналов на

входе ГСН. Для выполнения этих условий необходимо постоянно сопровождать все атакующие СНР с защищаемого объекта, точно определять их координаты и постоянно управлять фазами и амплитудами источников излучения, установленных на ложных целях. Это требует сложного аппаратурного обеспечения. Во-вторых, имеются технические трудности в создании самих управляемых когерентных источников излучения. Поэтому в ложных целях за рубежом применяют некогерентные источники.

5.3. Использование источников излучения, располагаемых на защищаемых объектах

В координаторах с последовательным сравнением сигналов (со сканированием ДНА) равносигнальное направление определяется при измерениях амплитуд сигналов в различные моменты времени. Если за время между последовательными измерениями амплитуда сигнала меняется, равносигнальное направление определяется с ошибкой. На этом принципе основана идея применения передатчика помех, устанавливаемого на защищаемом объекте. Если сигнал передатчика больше сигнала от объекта, а амплитуду сигнала передатчика модулируют с частотой, близкой к частоте сканирования ДНА в головке самонаведения, ошибка определения равносигнального направления будет достаточно велика. В результате возникает ложный пеленг, отработка которого может привести к потере цели головкой самонаведения и срыву наведения ракеты. Рассмотрим это явление подробнее [4].

При сканировании ДНА в координаторе происходит модуляция амплитуды сигнала по закону

$$u(t) = U_m[1 + m\cos(\Omega t - \varphi_c)], \tag{5.3}$$

где U_m — максимальное значение амплитуды сигнала;
m — коэффициент модуляции;
Ω — частота сканирования ДНА;
φ_c — фаза огибающей сигнала относительно напряжения генератора опорных напряжений (ГОН).

Формула (5.3) справедлива при пеленгах θ, не выходящих за пределы ДНА по уровню половинной мощности, т. е. при $\theta \leqslant \theta_{0,5}$. Коэффициент модуляции может быть выражен через нормированные значения ДНА $F(\theta)$:

$$m = \frac{U_{max} - U_{min}}{U_{max} + U_{min}} = \frac{F(0{,}5\,\theta_0 - \theta) - F(0{,}5\,\theta_0 + \theta)}{F(0{,}5\,\theta_0 - \theta) + F(0{,}5\,\theta_0 + \theta)}.$$

Если функции $F(0{,}5\theta_0 - \theta)$ и $F(0{,}5\theta_0 + \theta)$ разложить в ряды и ограничиться первыми двумя членами, получим $m = \mu\theta$, где μ — крутизна пеленгационной характеристики.

Фазовый детектор производит умножение сигнала (5.3) на опорный сигнал ГОН $u_{оп}(t) = U_{оп\,m}\cos\Omega t$. В результате на выходе фазового детектора получается напряжение

$$u_{фд}(t) = k_{фд}\,u(t)\,u_{оп}\,t = k_{фд}\,U_m\,U_{оп\,m}\cos\Omega t +$$
$$+ k_{фд}\,U_m\,U_{оп\,m}\,m[\cos\varphi_с + \cos(2\Omega t - \varphi_с)],$$

где $k_{фд}$ — коэффициент детектирования.

Низкочастотный фильтр на выходе фазового детектора не пропускает составляющие на частотах Ω и 2Ω, поэтому на выходе фильтра получается напряжение, пропорциональное пеленгу:

$$u_ф = k_{фд}\,U_m\,U_{оп\,m}\cos\varphi_с\,\mu\,\theta.$$

Амплитуда сигнала передатчика помех модулируется с частотой $\Omega_п$, близкой к частоте сканирования, и коэффициентом модуляции $m_п$. Таким образом, закон модуляции амплитуды будет:

$$u_п(t) = U_{п\,m}[1 + m_п\cos(\Omega_п t - \varphi_п)].$$

Сигнал помехи складывается с полезным сигналом. Амплитуда суммарного сигнала моделируется за счет сканирования ДНА и принимает вид

$$u_\Sigma(t) = \{U_m + U_{пm}[1 + m_п\cos(\Omega_п t - \varphi_п)]\}\,[1 + \mu\theta\cos(\Omega t - \varphi_с)].$$

Суммарный сигнал на выходе фазового детектора описывается выражением

$$u_{фд\Sigma}(t) = k_{фд}\,u_\Sigma(t)\,u_{оп}(t) = k_д[a + m_п\cos(\Omega_п t - \varphi_п)]\,[1 +$$
$$+ \mu\theta\cos(\Omega t - \varphi_с)]\cos\Omega t,$$

где $k_д = k_{фд}\,U_{п\,m}\,U_m$,

$$a = \frac{U_m}{U_{п\,m}} + 1.$$

После преобразования это выражение можно представить в виде суммы двух слагаемых, первое из которых низкочастотное $0{,}5k_д\,\{a\mu\theta\cos\varphi_с + m_п\cos[(\Omega - \Omega_п)t + \varphi_п]\}$, а второе состоит из нескольких составляющих с частотами Ω и выше. Поэтому через низкочастотный фильтр пройдет только первая составляющая, которую можно описать выражением $u_{\Sigma ф} = k_ф(\theta + \theta_п)$, где $\theta_п = m_п\cos[(\Omega - \Omega_п)\,t + \varphi_п]\,\frac{1}{a\mu\cos\varphi}$, $k_ф = 0{,}5\,k_д a\mu\cos\varphi_с$.

Таким образом, головка самонаведения будет отрабатывать пеленг, отличный от истинного на величину $\theta_п$, которая

определяется влиянием помехи. Поэтому действие модулированной помехи эквивалентно постановке дополнительного источника излучения, по направлению не совпадающего с защищаемым объектом.

Величина смещения $\theta_п$ возрастает при увеличении коэффициента модуляции помехи и отношения помеха—сигнал и становится максимальной при $m_п = 1$ и $U_{п\,m}/U_m = 5 \div 10$. При этом дополнительная ошибка может стать больше половины ширины ДНА. Отслеживание такой ошибки приводит к потере цели головкой самонаведения.

Необходимо учитывать, что помеха на частоте сканирования эффективна, если сигнал с частотой $/(\Omega - \Omega_п)/$ проходит через низкочастотные фильтры после фазового детектора и далее в замкнутый контур автоматического сопровождения цели головки самонаведения по угловым координатам. Для этого необходимо знать частоту сканирования ДНА. В пассивных и полуактивных ГСН частоту сканирования по параметрам сигнала определить нельзя. При отсутствии разведывательной информации ее можно знать лишь приблизительно исходя из общих соображений и известных конструктивных характеристик ГСН. Тогда может применяться заградительная или скользящая помеха по частоте сканирования [4].

При формировании заградительной помехи амплитудная модуляция в передатчике помех производится низкочастотным шумом, имеющим ширину спектра, которая перекрывает возможный диапазон частот сканирования. Если отсутствует информация о конструктивных особенностях ГСН, этот диапазон определяется из следующих соображений. Поскольку сканирование осуществляют механическими устройствами, максимальная частота не должна превосходить $\Omega_{max} = 800$ 1/с. Минимальная частота выбирается таким образом, чтобы пеленг цели за время между двумя отсчетами практически не изменился. Это выполняется при $\Omega_{min} = (20 \div 30)$ 1/с. Известно, что полоса контура ГСН составляет единицы герц. Поэтому эффективно используется только несколько процентов энергии заградительной помехи по частоте сканирования. При указанных значениях эта часть менее 2 %.

Скользящая помеха создается путем быстрого или медленного изменения частоты модуляции амплитуды помехи по какому-либо закону в пределах от Ω_{min} до Ω_{max}. При быстрой модуляции ее период гораздо больше постоянной времени следящей системы ГСН по угловым координатам. Поэтому, хотя время единичного воздействия помехи

мало, частота воздействия большая При медленной перестройке период модуляции существенно превосходит постоянную времени, и время единичного воздействия велико. Если за это время защищаемый объект сумеет совершить маневр, возможен срыв самонаведения. Однако для этого объект должен обладать весьма хорошими маневренными возможностями. Энергетические потери при защите скользящей или заградительной помехой примерно одинаковы. С этим приходится мириться при невозможности постановки прицельной по частоте сканирования помехи.

В некоторых случаях эффективной против ГСН со сканированием является прерывистая помеха. Ее воздействие приводит к возникновению переходных процессов в усилительных устройствах, которые могут вызвать потерю устойчивости следящих систем и появление дополнительных ошибок сопровождения [4].

5.4. Смещение точки самонаведения за счет облучения подстилающей поверхности

Ложная цель защищает объект до тех пор, пока обеспечено ее функционирование. При поражении ложной цели защищенность объекта резко ухудшается. В связи с этим возникает задача создания ложных целей повышенной живучести. Она хорошо решается, если необходимо аппаратуру вынести за пределы ложной цели. Известно, например, что облака диполей могут играть не только маскирующую роль, скрывая находящиеся в них объекты, но сами являются источниками переизлучаемой энергии, т. е. могут представлять собой объемно-распределенные ложные цели, если в них нет защищаемых объектов.

Во время испытаний в США обнаружилось, что инфракрасные ГСН ракет класса «воздух — воздух», в том числе у новейшей модификации «Сайдуиндер» AIM-9L, в ряде случаев перенацеливались на «горячие точки» земли, т. е. на участки земной поверхности, наиболее нагретые солнечным излучением или другими источниками энергии.

Распределенные ложные цели можно специально образовать, если облучать облака диполей или другие пассивные переизлучатели, а также отдельные участки земной поверхности. Такие цели представляют собой совокупность большого числа элементарных излучателей, расположенных и ориентированных случайным образом. Рас-

смотрим этот вопрос на примере борьбы с ПРР, предназначенными для поражения наземных РЛС.

Опыт применения ракет типа «Шрайк» показывает, что при работе наземных РЛС возникают переотражения от местных предметов и подстилающей поверхности. Образуется как бы групповая цель, в результате чего наведение ракеты на РЛС происходит с повышенной ошибкой [2].

Переотраженный сигнал имеет зеркальную и диффузную составляющие. Участок поверхности и местные предметы, облучаемые энергией наибольшей интенсивности, находятся в пределах главного луча и ближних боковых лепестков диаграммы направленности антенны РЛС. Поскольку ПРР наводится в основном по фоновому излучению станции, этот участок, как правило, не располагается в плоскости траектории полета ракеты, кроме того, угол места ПРР относительно РЛС непрерывно меняется. Поэтому вероятность воздействия на ГСН зеркальной составляющей весьма невелика. Следовательно, при борьбе с ПРР приходится рассчитывать на смещение точки наведения за счет диффузного переотражения.

Головка самонаведения ракеты принимает прямой сигнал, создаваемый боковым или фоновым излучением РЛС, и переотраженный, образуемый диффузным излучением подстилающей поверхности и местных предметов. Переотражающая поверхность состоит из большого количества элементарных излучателей. Их можно заменить некоторым эквивалентным излучателем. Тогда переходим к двухточечной модели излучения, в которой первый источник образуется прямым излучением антенны, а второй размещается в центре отражений и его амплитуда характеризует величину суммарного переотраженного поля. Положение центра отражений и характеристики отраженного сигнала зависят от большого количества факторов, относящихся к самонаводящейся ракете, РЛС и отражающей поверхности.

Для определения удаления центра отражений от РЛС облучаемую поверхность разделяют на некоторое количество участков. Затем сумму произведений интенсивности излучения каждого участка на его удаление от РЛС делят на суммарную мощность излучения всей поверхности. В принципе вся окружающая РЛС поверхность подвергается облучению, поэтому нужно выявить область, которая будет играть в этом определяющую роль. Это относится прежде всего к области, облучаемой главным

лучом и ближними боковыми лепестками ДНА станции. Однако эта область сокращается за счет действия селектирующих устройств ГСН. Здесь необходимо учесть запаздывание отраженного сигнала относительно прямого на входе ГСН и действие угловой избирательности головки. За счет первого явления область, существенная для формирования отраженного сигнала, будет ограничена эллипсом, один из фокусов которого совпадает с местоположением РЛС, а радиус-вектор определяется соотношением

$$r = \frac{0{,}5\, c\Delta\, (c\Delta + 2L)}{c\Delta + L - L \cos\varepsilon \cos\beta},$$

где c — скорость света;

Δ — величина разности хода прямого и отраженного сигналов во времени, если отраженный сигнал еще проходит через селектор ГСН.

Угловая избирательность головки самонаведения определяется шириной ДНА или величиной углового строба. Если угловую избирательность характеризовать углом θ, то границы области ее действия будут представлять эллипс, являющийся сечением подстилающей поверхности круговым конусом с вершиной в местоположении ПРР и углом при вершине, равным θ. Ось кругового конуса направлена в точку стояния РЛС. Итоговая область, существенная для формирования отраженного сигнала, воздействующего на ГСН, является общей частью указанных трех областей.

Величина отраженного сигнала определяется площадью области его формирования, интенсивностью облучающей энергии и удельной эффективной площадью рассеяния или коэффициентом отражения подстилающей поверхности.

Под удельной эффективной площадью рассеяния понимают ЭПР, приходящуюся на единицу поверхности отражения (размерность $м^2/м^2$). Характеристики ЭПР для различных видов подстилающей поверхности обобщены [13]. Величина ЭПР существенно зависит от угла наблюдения, длины волны электромагнитной энергии и типа подстилающей поверхности. Удельные эффективные площади рассеяния σ_0 от земной поверхности приведены в табл. 5.1 при направлении наблюдения, совпадающем с перпендикуляром к поверхности.

При отклонении угла наблюдения от нормали на 10—15° величина удельной эффективной площади рассеяния меняется несущественно, однако при больших углах (от

15 до 35°) изменение весьма резкое (на 30—40 дБ для поверхностей с малой шероховатостью и на 20—30 дБ для поверхностей с большой шероховатостью). При дальнейшем увеличении угла наблюдения отражение меняется мало (в пределах 5—10 дБ).

Таким образом, при углах наблюдения больше 50° (от нормали) удельная эффективная площадь рассеяния для

Таблица 5.1

Местность	Время года	Длина волны, см	σ_0
Густой лес	Лето	3,2	0,1—0,8
То же	Зима	3,2	0,6—0,7
Лесистая местность	Лето	0,86	0,08
То же		1,25	0,005
»		3,2	0,06
Неоднородная местность		0,4—0,9	1,5
Луг с кустарником	Лето	3,2	3—7
То же	Зима	3,2	8—25
Трава и огородные участки		1,25	2
Сельская местность	Лето	8	17
То же	Зима	70	1,5
»	Зима	8	6,2
Пустыня		70	0,5
		8	2,2

растительного покрова в сантиметровом диапазоне волн уменьшается на 25—40 дБ, для голой земной поверхности (пашня, пустыня) — на 35—45 дБ. Эта величина может быть увеличена примерно на 10 дБ при покрытии подстилающей поверхности диполями или другими элементарными отражателями.

Центр излучения двухточечной модели формируется в результате взаимодействия прямого и отраженного сигналов. Его положение относительно РЛС определяется соотношением мощностей и удалением центра отражений: чем больше величина переотраженного сигнала и чем дальше находится центр отражений, тем больше смещается центр излучения от РЛС. При этом существенную роль играет высота антенны. При увеличении высоты участки интенсивного облучения удаляются от РЛС. Однако чем дальше эти участки, тем меньше плотность потока облучающей энергии, кроме того, уменьшается площадь, существенная для формирования отраженного сигнала. Поэтому практически установили, что для оптимального удаления центра излучения от РЛС высота антенны должна составлять 10—15 м.

Итак, противорадиолокационная ракета наводится в некоторую точку, лежащую между РЛС и центром отражений. Поскольку ДНА станции приблизительно симметрична, а на долю главного луча приходится около половины всей излучаемой энергии, эта точка будет лежать в плоскости, проходящей через главный луч. Назовем местоположение этой точки эквивалентным центром излучения. Он будет перемещаться во времени, поскольку величины прямого и отраженного сигналов флюктуируют под влиянием многих факторов, к которым относятся изменение угла места ПРР в течение полета, перемещение главного луча ДНА станции, изменение условий отражения от подстилающей поверхности. Кроме того, в процессе полета противорадиолокационной ракеты уменьшается расстояние до РЛС, что приводит к сокращению области, существенной для формирования отраженного сигнала.

Таким образом, мы имеем дело со случайным процессом, который можно характеризовать функциями математического ожидания $m(t)$ и среднеквадратического отклонения $\sigma(t)$ мгновенного промаха во времени. Из-за сложности анализа случайного процесса будем характеризовать его отдельными сечениями во времени. В каждом сечении закон распределения вероятностей мгновенного промаха считают нормальным и определяют математическим ожиданием $m=m_0+m_з$ и среднеквадратическим отклонением

$$\sigma=\sqrt{\sigma_0^2+\sigma_з^2},$$

которые складываются из соответствующих величин, возникающих в результате ошибок самонаведения в эквивалентный центр излучения (m_0, σ_0) и флюктуаций этого центра ($m_з$, $\sigma_з$). Поскольку эти два процесса могут считаться независимыми, корреляция между ними не учитывается.

Наибольшие величины $m_з$ и $\sigma_з$ получаются для благоприятных случаев: малые углы места подлета ПРР, низкий уровень фонового и бокового излучения РЛС, подстилающая поверхность покрыта густым растительным покровом.

* * *

Самонаводящиеся ракеты находят все большее применение в зарубежных системах оружия. В настоящее время

головками самонаведения оснащаются ракеты всех классов: «воздух — земля», «земля — воздух», «воздух — воздух», «воздух — корабль», «корабль — воздух», «корабль — корабль» и «земля — земля». Высокая эффективность самонаводящихся ракет заставляет зарубежных специалистов изыскивать различные способы борьбы с ними. Рассматривается возможность поражения ракет, применяются меры, уменьшающие информацию, поступающую от цели на головку самонаведения, или уводящие ракеты от объекта самонаведения. При конструировании военных объектов стараются обеспечить меньшую уязвимость их. Для повышения живучести наземных объектов используют инженерные сооружения. Все эти мероприятия, по мнению зарубежных специалистов, могут существенно снизить эффективность самонаводящихся ракет, позволяют успешно бороться с ними.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Аренберг А. Г. Распространение дециметровых и сантиметровых волн. М., Сов. радио, 1957, с. 303.

2. Атражев М. П., Ильин В. А., Марьин Н. П. Борьба с радиоэлектронными средствами. М., Воениздат, 1972, с. 271.

3. Бартон Д. К. Радиолокационные системы. М., Воениздат, 1967, с. 480.

4. Вакин С. А., Шустов Л. Н. Основы радиопротиводействия и радиотехнической разведки. М., Сов. радио, 1968, с. 448.

5. Вартанесян В. А. Радиоэлектронная разведка. М., Воениздат, 1975, с. 255.

6. Вентцель Е. С. Исследование операций. М., Сов. радио, 1972, с. 551.

7. Гуткин Л. С. Принципы радиоуправления беспилотными объектами. М., Сов. радио, 1959, с. 384.

8. Джемисон Д. Э. Физика и техника инфракрасного излучения. М., Сов. радио, 1965, с. 642.

9. Доброленский Ю. П., Иванова В. И, Поспелов Г. С. Автоматика управляемых снарядов. М., Оборонгиз, 1963, с. 548.

10. Емельянов Л. А., Абчук В. А., Лапшин В. П., Суздаль В. Г. Теория поиска в военном деле. М., Воениздат, 1964, с. 208.

11. Забродский Г. М. Измерения и некоторые результаты исследований видимости в облаках. Исследование облаков, осадков и грозового электричества. (Сборник докладов V межведомственной конференции). Л., Гидрометеоиздат, 1957, с. 131—134.

12. Защита от радиопомех. Под ред. Максимова М. В. М., Сов. радио, 1976, с. 496.

13. Зубкович С. Г. Статистические характеристики радиосигналов, отраженных от земной поверхности. М., Сов. радио, 1968, с. 223.

14. Климович Е. С. Радиопомехи зенитным комплексам. М., Воениздат, 1973, с. 104.

15. Криксунов Л. З Справочник по основам инфракрасной техники. М., Сов. радио, 1978, с. 400.

16. Криксунов Л. З., Усольцев И Ф. Инфракрасные устройства самонаведения управляемых снарядов. М., Сов. радио, 1963, с. 240.

17. Лазарев Л. П. Инфракрасные и световые приборы самонаведения и наведения летательных аппаратов. М., Машиностроение, 1976, с. 567.

18. Мищенко Ю. А. Радиолокационные цели. М., Воениздат, 1966, с. 140.

19. Основы исследования операций в военной технике. Под ред. Чуева Ю. В. М., Сов. радио, 1965, с. 592.

20. Основы радиоуправления. Под ред. Вейцеля В. А. и Типугина В. Н. М., Сов. радио, 1973, с. 464.
21. Островитянов Р. В. К вопросу об угловом шуме. Радиотехника и электроника, 1966, т. XI, № 4, с. 592—601.
22. Палий А. И. Радиоэлектронная борьба. М., Воениздат, 1974, с. 272.
23. Петров Г. М., Лакунин Н. Б., Бартольд Э. Е. Методы моделирования систем управления на аналоговых и аналого-цифровых вычислительных машинах. М., Машиностроение, 1975, с. 255.
24. Петухов С. И., Степанов А. Н. Эффективность ракетных средств ПВО. М., Воениздат, 1976, с. 104.
25. Радиотехнические системы в ракетной технике. Под общ. ред. Галкина В. И., Захарченко И. И., Михайлова Л. В. М., Воениздат, 1974, с. 340.
26. Седякин Н. М. Элементы теории случайных импульсных потоков. М., Сов. радио, 1965, с. 261.
27. Справочник по радиолокации. Ред. Скольник М. И. Пер. с англ. под ред. Трофимова К. Н., М., Сов. радио, т. I. 1976, с. 456, т. IV, 1978, с. 376.
28. Степанов Ю. Г. Противорадиолокационная маскировка. М., Сов. радио, 1968, с. 144.
29. Теоретические основы радиолокации. Под ред. Дулевича В. Е. М., Сов. радио, 1978, с. 608.
30. Финкельштейн М. И. Основы радиолокации. М., Сов. радио, 1973, с. 496.
31. Хадсон Р. Д. Инфракрасные системы. М., Мир, 1972, с. 534.
32. Хеллгрен Дж. Вопросы теории моноимпульсной радиолокации. Зарубежная радиоэлектроника. М., Сов. радио, 1962, № 12, с. 3—48.
33. Чуев Ю. В. Исследование операций в военном деле. М., Воениздат, 1970, с. 256.
34. *Jane's Weapon System, 1979—80. Tenth edition. The international reference book of modern weapon development Edited by Ronald T. Pretty, p. [116], p. 940. England, London.*

ОГЛАВЛЕНИЕ